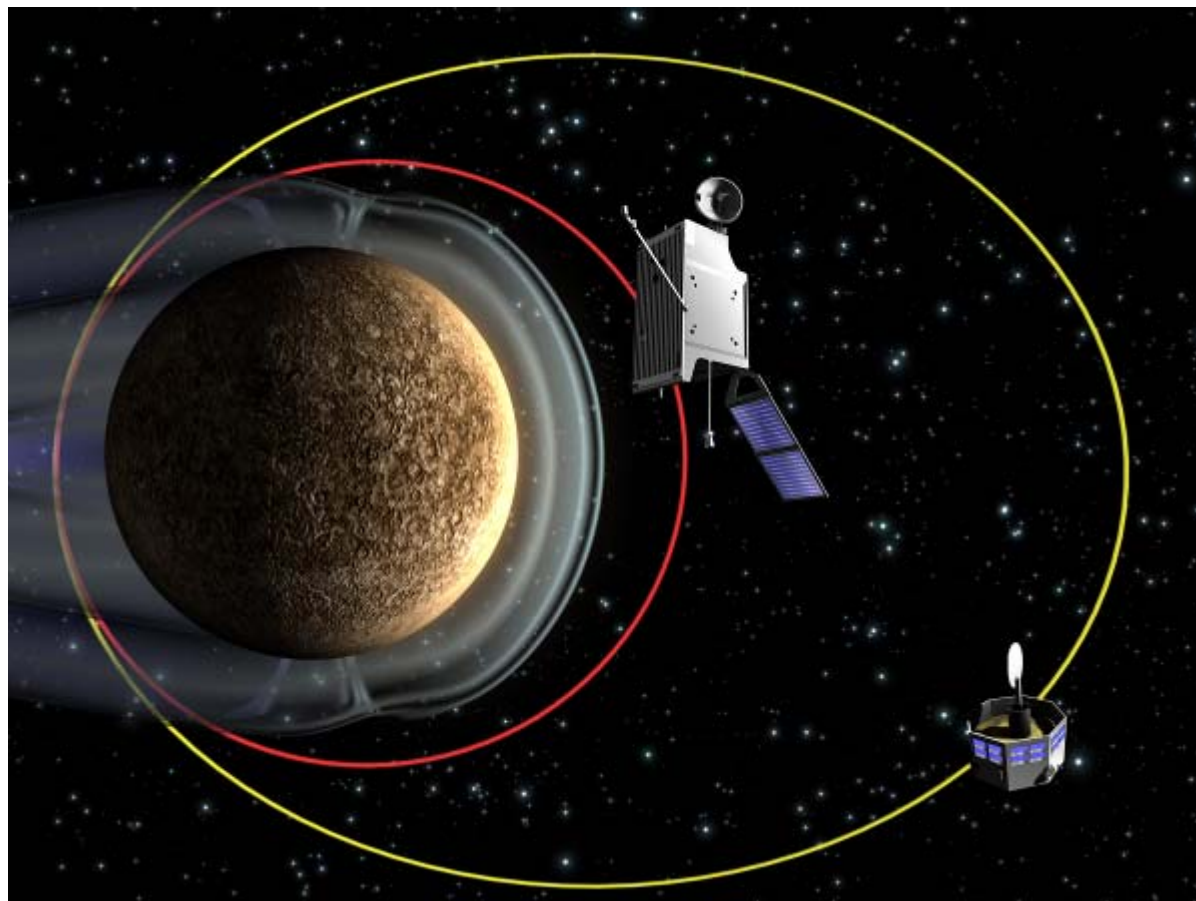


Kaupo Voormansik (Tartu Ülikool), 2009



TARTU ÜLIKOOL

Teaduskool



Orbitaalmehaanika I

Koostanud Kaupo Voormansik

Tartu 2009

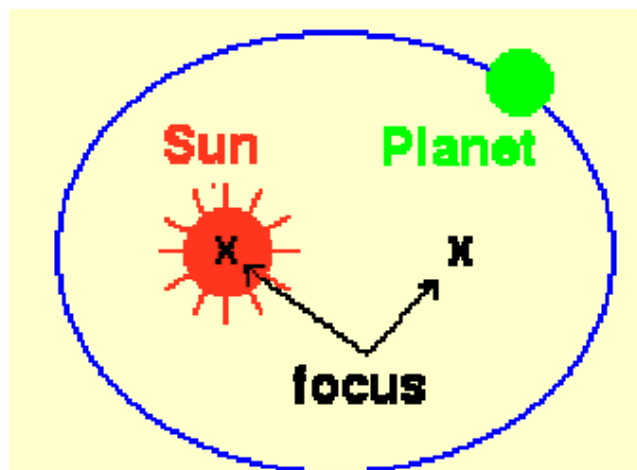
1 Sissejuhatus

Orbitaalmehaanika (vahel kasutatakse ka mõistet astrodünaamika) on väga oluline tänapäeva kosmosetehnoloogia alustala. Orbitaalmehaanika kirjeldab nii looduslike taevakehade kui ka inimese loodud kosmoselaevade ja satelliitide liikumist kosmoses. Iga kosmosemissiooni planeerimisel arvutatakse orbitaalmehaanika „tööriistakasti“ kasutades satelliidi tiirlemisperioodi, sensorite nägaemisulatus ja sihtalade taaskülastussagedus.



1.1 Mikolaj Kopernik (1473-1543) ja tema heliotsentriline maailm.

Veel enne kosmosetehnoloogia sünni tegelesid taevakehade liikumise kirjeldamisega astronoomid. Esimene mees, kes jõudis tõele väga lähedale, oli poola astronoom Mikolaj Kopernik (1473-1543). Kopernik väitis, et maailmaruumi keskel asub Päike ja kõik planeedid tiirlevad ümber Päikese ringorbiitidel. Päris tõene see väide siiski polnud, vaatlused näitasid, et orbiidid ei ole ideaalselt ringikujulised. Saksa matemaatik ja astronoom Johannes Kepler (1571-1630) avastas, et planeetide trajektoorideks on ellipsid, mille ühes fookuses on päike. Kepleri teooriat põhiosas seni ümber lükatud pole ja see püsib tänaseni.



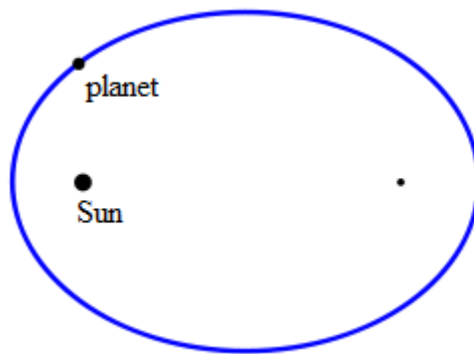
1.2 Johannes Kepler (1571-1630) avastas, et planeetide trajektoorid on elliptilised.

Kepleri tööd siiski ainult kirjeldasid planeetide liikumist. Füüsikalise sisu andis neile inglise füüsik Isaac Newton (1642-1727) oma universaalse gravitatsiooniseadusega.

Järgnevates peatükkides liigume samm-sammult elementaarsetelt Kepleri seadustelt orbiitide muutmiseks vajalike manöövrite matemaatilise kirjeldamiseni.

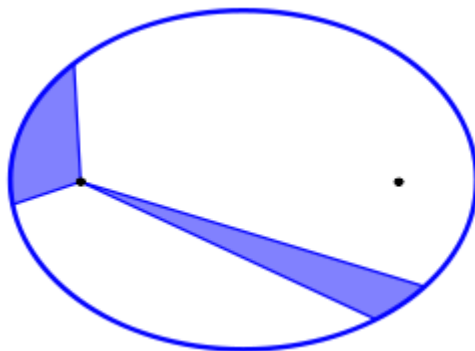
2 Kepleri seadused ja Newtoni gravitatsiooniseadus

On kolm Kepleri seadust, mis kirjeldavad planeetide liikumist Päikesesüsteemis, kuid sobivad sama hästi ka Maa orbiidil tiirleva satelliidi liikumise kirjeldamiseks. Kepleri I seadusega ei kaasne ühtegi valemit. See ütleb lihtsalt, et planeetide orbiidid on ellipsi kujuga, mille ühes fookuses on Päike (2.1). Planeedi ja Päikese korral on see väide täiesti tõene, sest Päikese mass on palju kordi suurem mis tahes planeedi massist Päikesesüsteemis. Mis saab siis kui kehad on võrreldava massiga? Osutub, et üldjuhul tiirlevad kehad ümber ühise masskeskme. Ebavõrdsete masside korral asub ühine masskeskne raskemale kehale lähemal. Äärmuslikul juhul, kui üks keha on teisest lõpmatu arv kordi suurema massiga, tiirlebki kergem keha ümber raskema.



2.1 Kepleri I seadus: Planeetide trajektoorideks on ellipsid, mille ühes fookuses on Päike.

Kepleri II seadus kirjeldab orbiidil liikumise kiirust. Osutub, et elliptilisel orbiidil liikudes pole kiirus ühtlane. Kepleri II seadus: planeeti ja Päikest ühendav joon katab võrdsete ajavahemike korral võrdse pindalaga sektorid (2.2).



2.2 Kepleri II seadus.

Mida me võime Kepleri II seadusest järeldada? Kuna ajavahemikud peavad olema joonisel 2.2 kujutatud sektorite katmiseks olema võrdsed, liigub planeet Päikesele lähemal palju

kiiremini, sest trajektoori pikkus samas ajaühikus on Päikesele lähemal olles palju pikem. Kepleri II seadus kehtib sama hästi ka Maa orbiidil tiirlevate satelliitide kohta. Elliptilisel Molnija orbiidil (http://en.wikipedia.org/wiki/Molniya_orbit) tiirlev satelliit liigub Maa lähedal mitu korda kiiremini, kui orbiidi kaugeimas punktis.

Kepleri III seadus kirjeldab planeetide tiirlemise perioodi seost kaugusega Päikesest. Kaugemate planeetide tiirlemisperiood on pikem kui Päikesele lähemal asuvatel planeetidel. Kepleri III seadus: Planeedi keskmine kaugus Päikesest kuubis on võrdeline tema tiirlemisperioodiga ruudus.

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{D_1^3}{D_2^3} \quad (2.1)$$

Valem (2.1) on Kepleri III seadust matemaatiliselt. T_1 ja T_2 on vastavalt esimese ja teise planeedi tiirlemisperioodid, D_1 ja D_2 on esimese ja teise planeedi keskmised kaugused Päikesest.

Mis on Kepleri seaduste taga? Miks taevakehad ja satelliidid niimoodi liiguvad? Vastuse annab Newtoni gravitatsiooniseadus: suvalised kaks keha tõmbuvad üksteise poole jõuga, mis on võrdeline nende masside korrutisega ja pöördvõrdeline nende omavahelise kauguse ruuduga (2.2).

$$F = \frac{GmM}{r^2} \quad (2.2)$$

Valemis (2.2) $G=6,674 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ on universaalne gravitatsioonikonstant, m on esimese keha mass, M teise keha mass ja r kahe keha masskeskmete omavaheline kaugus. Lahendades ülesandeid Maa orbiidil tiirlevate satelliitide kohta esineb valemites väga tihti universaalse gravitatsioonikonstandi ja Maa massi korrutis $G \cdot M$. Võttes Maa massiks $M=5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ arvutame selle korrutise siinkohal välja ja tähistame tähega μ .

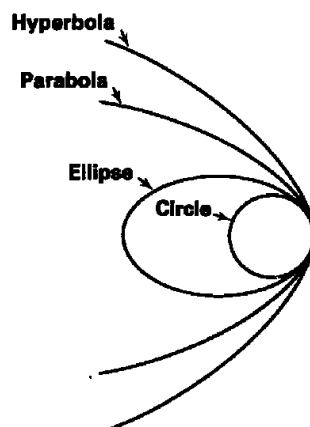
$$\mu = G \cdot M = 3,987 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2} = 3,987 \cdot 10^5 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2} \quad (2.3)$$

Külgetõmbejõud tõmbab kehasid üksteise poole, et satelliit Maa peale tagasi ei kukuks vaid orbiidil püsiks peab külgetõmbejõudu tasakaalustama mingi vastassuunaline jõud. Selleks tasakaalustavaks jõuks on pöördliikumisel tekkiv kesktõmbejõud. Ringikujulisel orbiidil (elliptilise orbiidi erijuht) püsimiseks peab kesktõmbekiirendus (2.4) olema täpselt võrdne Maa raskuskiirendusega.

$$a = \frac{v^2}{r} \quad (2.4)$$

Valemis (2.4) on v keha tiirlemise joonkiirus ja r orbiidi raadius.

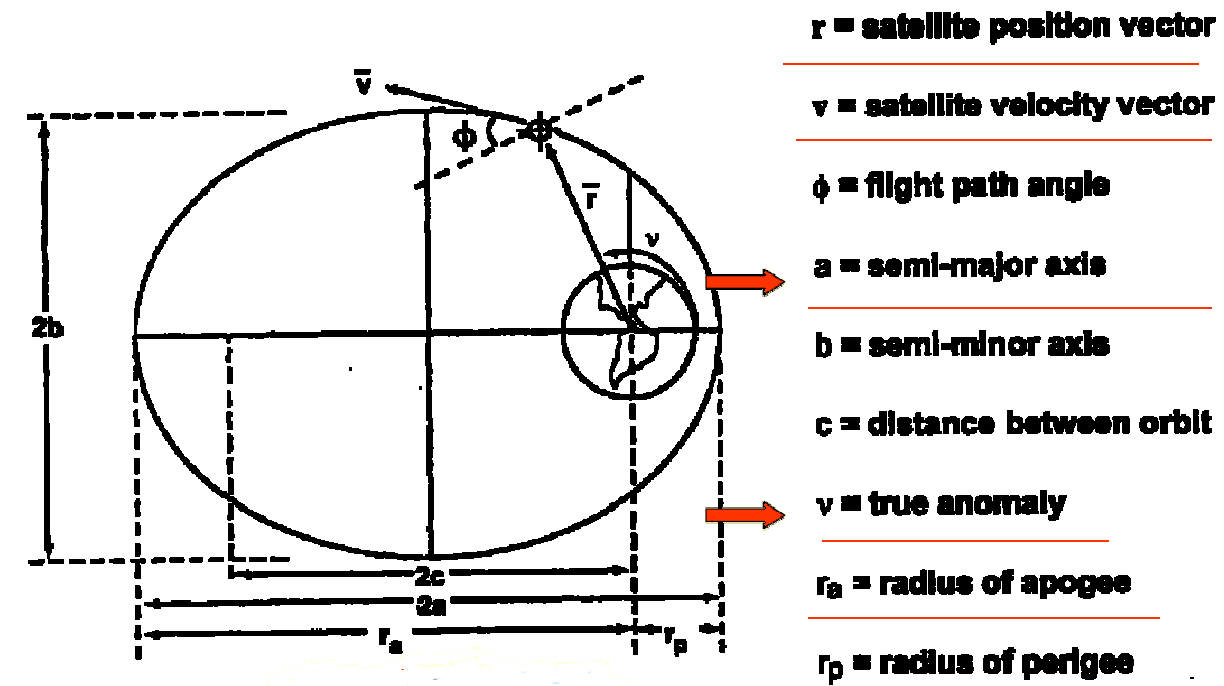
Mis saab siis, kui kiirust orbiidil suurendada nii, et kesktõmbekiirendus ületab Maa raskuskiirenduse? Osutub, et kiirust suurendades venib trajektoor välja ja muutub ringi asemel ellipsi kujuliseks. Kiirust veelgi suurendades muutub ellips parabooliks, keha enam tagasi Maa juurde ei tule. Juht, kus keha trajektoor on parabooli kujuline, vastab täpselt esimesele kosmilisele kiirusele. Kui keha kiirus Maa lähedaseimas punktis esimest kosmist kiirust ületab on trajektooriga hüperbool (vt joonis 2.3).



2.3 Orbiidi kuju sõltuvus kiirusest.

3 Põhimõisted ja põhivalemid

Enne valemite juurde jõudmist on vaja defineerida mõned põhimõisted. Joonisel 3.1 on antud põhimõisted inglise keeles, tähtsamate mõistete eestikeelne tõlge koos selgitustega asub all pool.



3.1 Orbiidi põhielemendid (Tolyarenko, 2008).

r – satelliidi asendivektor, vektori r pikkus on satelliidi kaugus Maa masskeskmest antud ajahetkel

v – satelliidi kiirusvektor antud ajahetkel

a – suur pooltelg

b – väike pooltelg

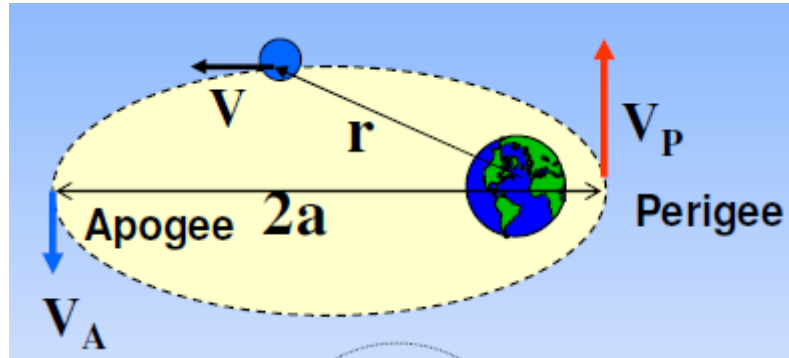
r_a – apogee raadius, apogee on orbiidi kaugeim punkt Maast

r_p – perigee raadius, perigee on orbiidi Maale lähim punkt

Stabiilse orbiidi korral on mehaaniline energia ühikmassi kohta konstantne. Teiste sõnadega: satelliidi kineetilise ja potentsiaalse energia summa on muutumatu olenemata sellest, millises orbiidi punktis ta paikneb.

$$E = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.1)$$

Valemis (3.1) vastab komponent $V^2/2$ satelliidi kineetilisele energiale ja $-\mu/r$ potentsiaalsele energiale. Rakendades valemit (3.1) saame arvutada mitmeid huvitavaid väärtusi. Nt. elliptilisel orbiidil tiirleva satelliidi kiiruse orbiidi suvalises punktis.

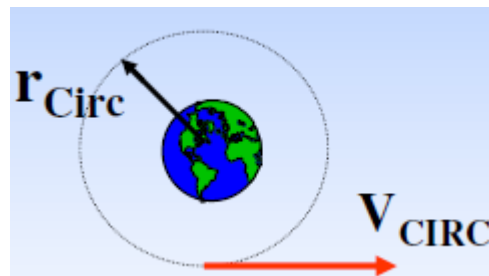


3.2 Satelliidi kiirus elliptilisel orbiidil (Tolyarenko, 2008).

Kiiruse leidmiseks avaldame valemist (3.1) V .

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (3.2)$$

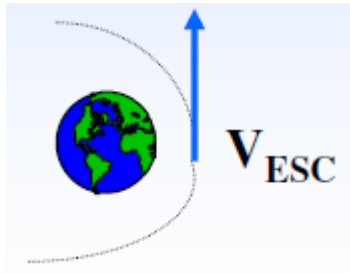
Valemiga (3.1) saab aga muudki huvitavat teha. Saab leida kiiruse, mis on vajalik ringikujulisel orbiidil püsimiseks (esimene kosmiline kiirus). Sellisel juhul on suur pooltelg a võrdne r -ga igal ajahetkel, ehk asendame $r=a=r_{CIRC}$.



3.3 Satelliidi kiirus ringorbiidil (Tolyarenko, 2008).

$$V_{CIRC} = \sqrt{\mu / r_{CIRC}} \quad (3.3)$$

Saab leida ka teise kosmilise kiiruse, s.o. kiiruse, mis on vajalik Maa raskusväljast lahkumiseks. Nagu eelnevalt mainitud on sellisel juhul satelliidi trajektooriks parabool, ehk suur pooltelg $a=\infty$.



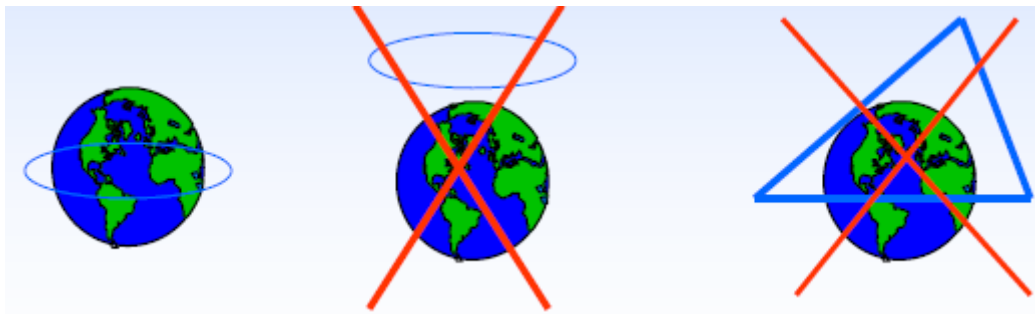
3.4 Satelliidi kiirus paraboolorbiidil (Tolyarenko, 2008).

Kuna $a=\infty$, siis $1/a=0$. Valem (3.1) lihtsustub ja saame:

$$V_{ESC} = \sqrt{2\mu/r} \quad (3.4)$$

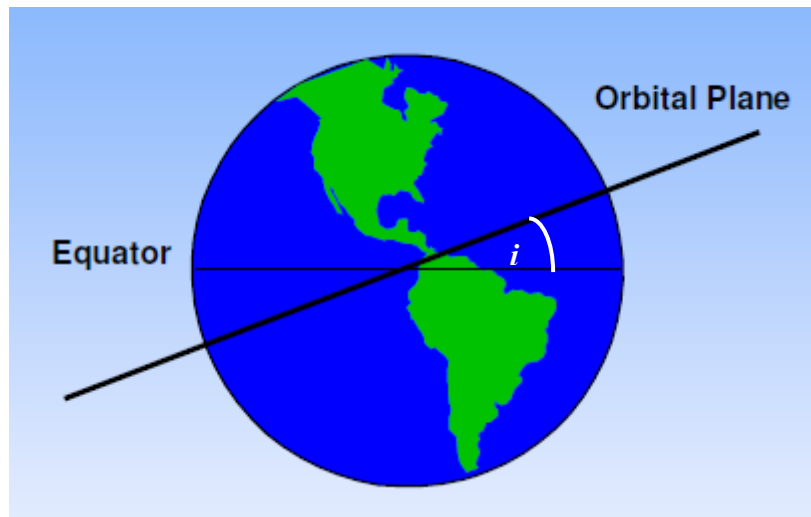
Teades μ (Maa massi ja universaalse gravitatsioonikonstandi korrutis) ja Maa raadiust on antud valemite abil võimalik kerge vaevaga esimene ja teine kosmiline kiirus välja arvutada.

Vabalt lendava satelliidi orbiit on alati ringjoone, ellipsi, parabooli või hüperbooli kujuga. Satelliidi tiirlemistasand lõikab alati Maa raskuskeset. Maa kohal asuvad või kolmnurksed orbiidid pole võimalikud ilma täiendavate jõudude abita, vt. joonis 3.5.



3.5 Võimalikud ja võimatud orbiidid ümber Maa (Tolyarenko, 2008).

Veel enne põhiliste orbiitide tüüpide juurde minekut tuleb defineerida veel üks mõiste – kaldenurk. Kaldenurgaks i (i k *inclination*) nimetatakse nurka orbitaaltasandi ja ekvaatori vahel. Kaldenurk saab omada väärtusi $i=0^\circ \dots 180^\circ$, 0-kraadine kaldenurk vastab ekvaatoriga samal tasandil paiknevale orbiidile, kui orbiidil tiirlemise suund ühtib Maa pöörlemissuunaga. 180-kraadise kaldenurga korral tiirleb satelliid küll Maa ekvatoriaaltasandil, kui selle pöörlemissuunaga vastupidises suunas.



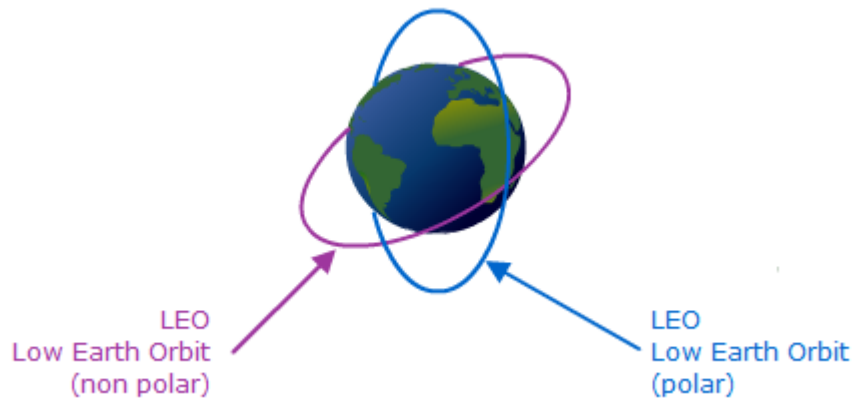
3.6 Orbiidi kaldenurk on nurk ekvaatori ja orbitaaltasandi vahel (Tolyarenko, 2008).

4 Orbiitide tüübid

Teoreetiliselt on orbiite lõpmatu hulk. Järgnevalt vaatame neid orbiite, mis inimestele ühel või teisel põhjusel kasulikud on.

4.1 Maalähedased orbiidid

Maalähedased orbiidid (*i. k. Low Earth Orbit - LEO*) algavad umbes 200 km kõrgustelt ja ulatuvad 3 000 km kõrguseni. Atmosfäär on seal juba piisavalt hõre, et satelliidi kiirust mitte kohe maha pidurdada. Põhiliseks maalähedase orbiidi rakenduseks on igasugused kaugseire- ja luuresatelliidid. Põhjendus on loogiline: mida lähemale maapinnale asuda, seda kõrgema lahutusega pilte on võimalik saada.



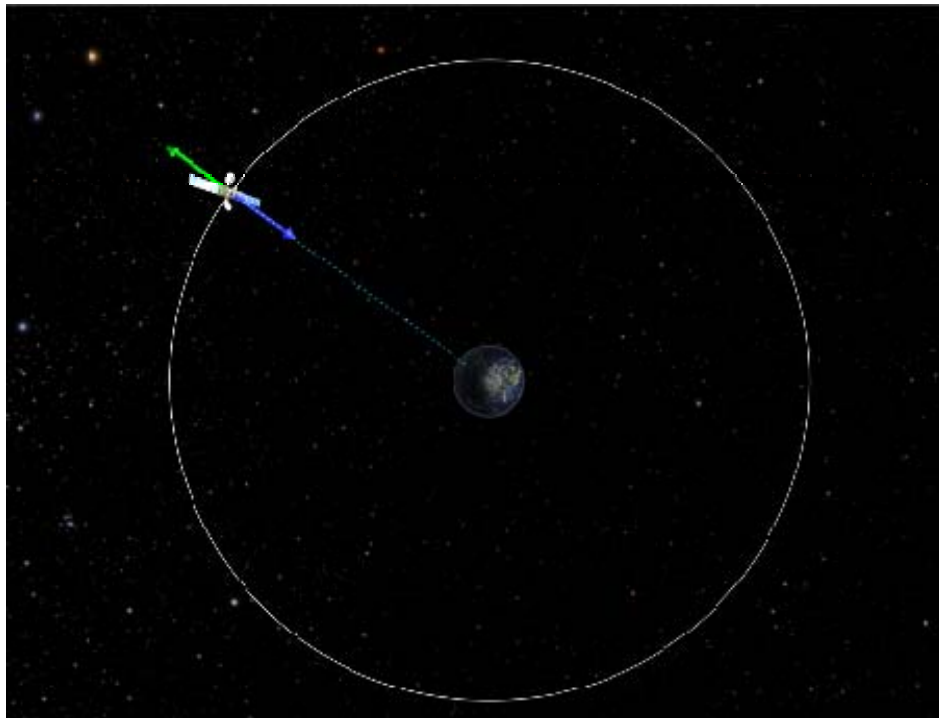
4.1 Maalähedase orbiidid (ESA, 2009).

Enimlevinud maalähedaseks orbiidiks on polaarorbiit. Polaarorbiidi inklinatsioon on umbes 90°. Satelliit polaarorbiidil lendab üle mõlema pooluse ja risti üle ekvaatori, kuna Maakera satelliidi all pöörleb on võimalik niimoodi katta ära kogu maapind, vaata:

http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/6/60/Polar_orbit.ogg

4.2 Geostatsionaarne orbiit

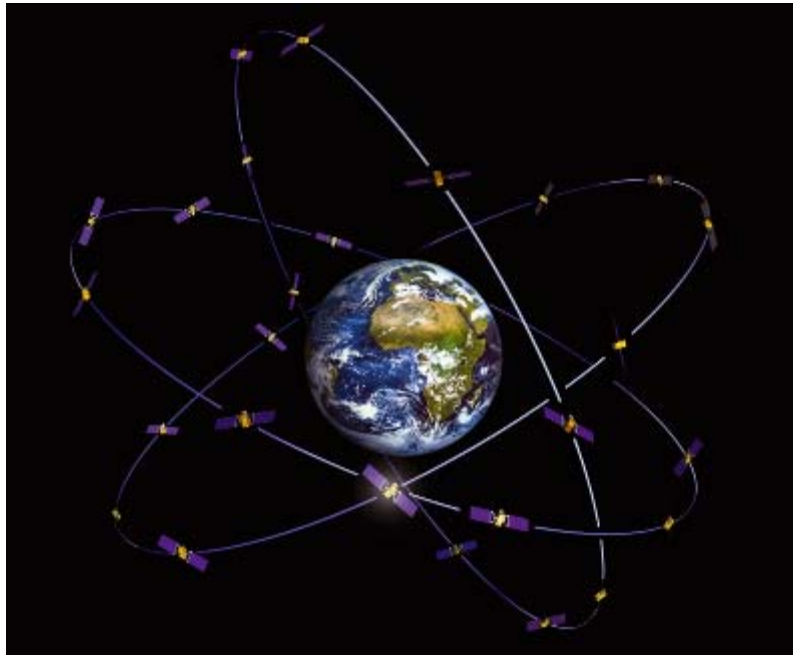
Maalähedaste orbiitide kõrval on teiseks väga laialt kasutatud orbiidiks geostatsionaarne orbiit (*i. k. lühend GEO*). Geostatsionaarse orbiidi inklinatsioon on 0° ja periood ~24 tundi, st. et Maalt vaadates seisavad geostatsionaarsed satelliidid ekvaatori kohal virtuaalselt paigal. Kuna satelliit seisab virtuaalselt paigal puudub temaga sidet pidades vajadus antenni ümber suunata. Geostatsionaarsel orbiidil asuvad mitmesugused sidesatelliidid. Geostatsionaarse orbiidi kõrgus on 35 786 km.



4.2 Sidesatelliit geostatsionaarsel orbiidil (ESA, 2009).

4.3 Keskmised orbiidid

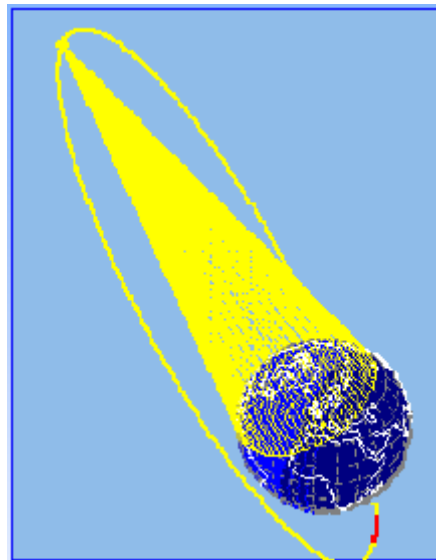
Keskmised orbiidid (*i. k. Medium Earth Orbit – MEO*) asuvad maalähedaste orbiitide ja geostatsionaarse orbiidi vahel umbes 20 000 km kõrgusel maapinnas. Peamiseks keskmiste orbiitide kasutusotstarbeks on navigatsioonisüsteemid nagu Ameerika Ühendriikide Global Positioning System (GPS) või Euroopa süsteem Galileo. Joonisel 4.3 on kujutatud Galileo navigatsioonisüsteemi satelliitide parv.



4.3 Galileo navigatsioonisüsteemi satelliitide parv (ESA, 2009).

4.4 Tugevalt elliptilised orbiidid

Viimaseks enamlevinud orbiitide klassiks on tugevalt elliptilised orbiidid (*i. k. Highly Elliptical Orbit - HEO*). Heaks elliptilise orbiidi näiteks on Molnija orbiit, mis võeti sidesatelliitide jaoks kasutusele Nõukogude Liidus 1960-ndatel aastatel. Molnija orbiidi inklinatsioon on 63° , perigee raadius 500 km ja apogee raadius $35\,790\text{ km}$.

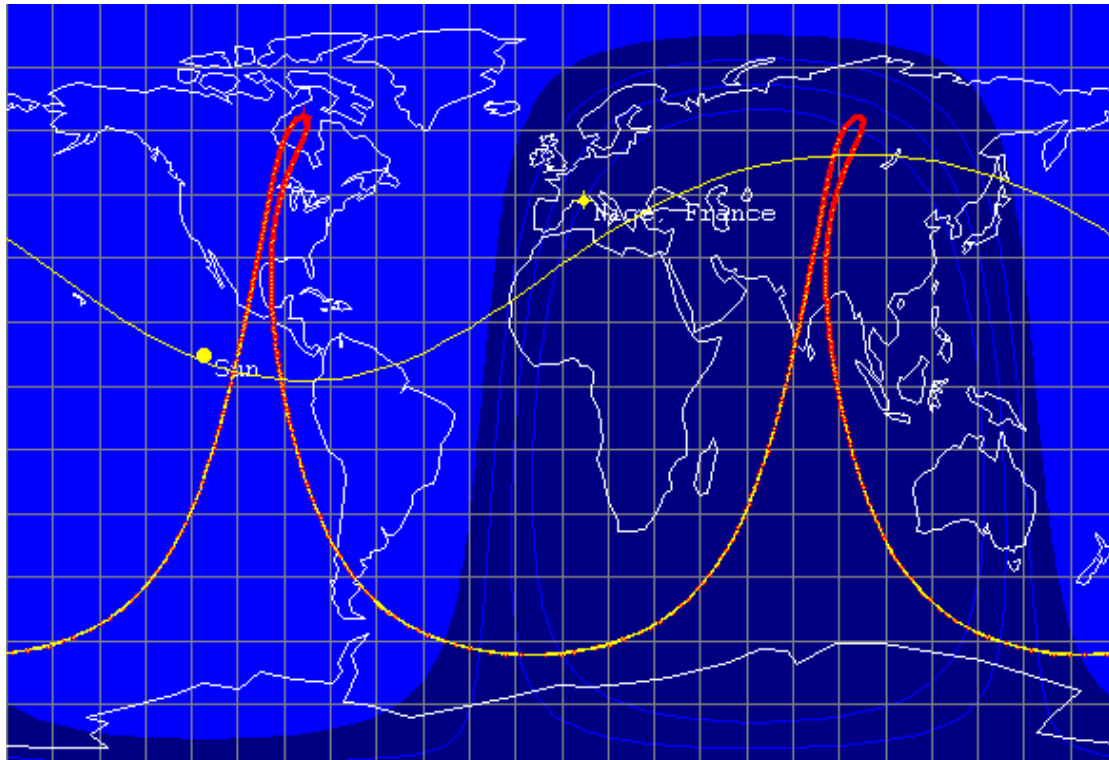


4.4 Molnija orbiit, sensori nägemisulatus apogees (Tolyarenko, 2008).

Molnija orbiidil asuv sidesatelliit ei seisa küll virtuaalselt paigal (pidava sideseansi saamiseks ei piisa ühest satelliidist), kuid tal on geostatsionaarse orbiidi ees mitmeid eeliseid. Esiteks

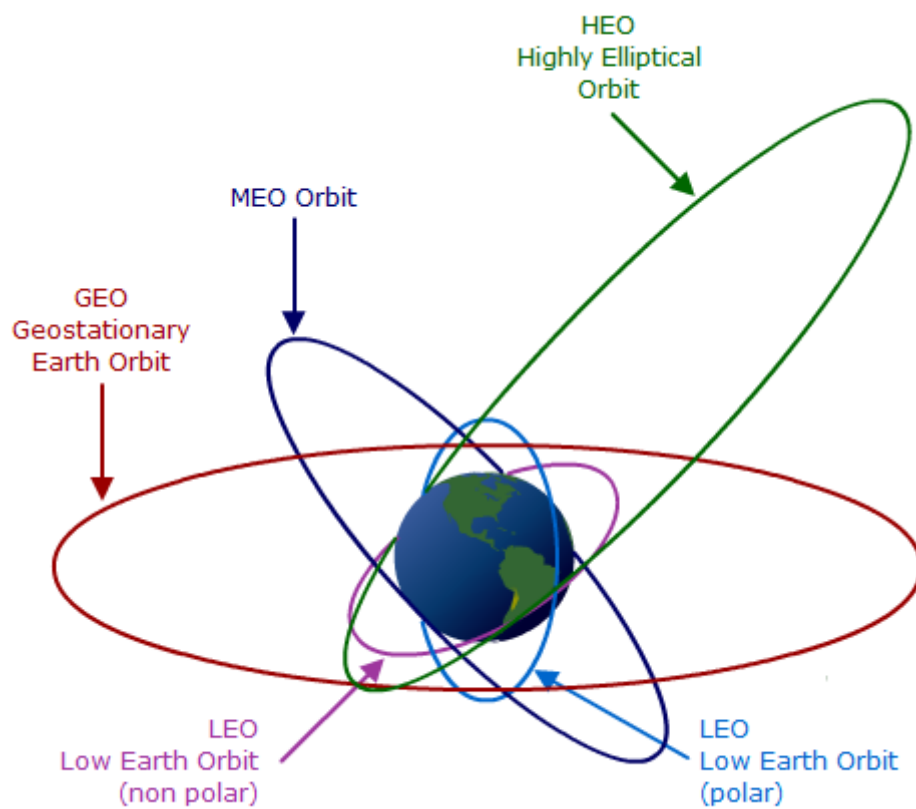
kulub satelliidi Molnija orbiidile saatmiseks märgatavalt vähem kütust. Teiseks on suurtel laiuskraadidel vaatenurk Molnija satelliidini oluliselt kõrgem. Kõrge vaatenurk tähendab signaalide levikul märgatavalt lühemat teekonda läbi atmosfääri, järelikult palju väiksemat sumbuust ja häiritust Maa soojuskiirgusest.

Joonisel 4.5 on kujutatud Molnija orbiidi lennujoone projektsioon maapinnale. Kõrgete laiuskraadide kohal (tumepunane joon) on satelliidi kiirus väga aeglane ja teda on Maa pealt antennidega lihtne jälgida.



4.5 Molnija orbiidi lennujoone projektsioon maapinnale (Tolyarenko, 2008).

Kõik eelpool nimetatud enamlevinud orbiidid samas mõõtkavas on kujutatud joonisel 4.6.

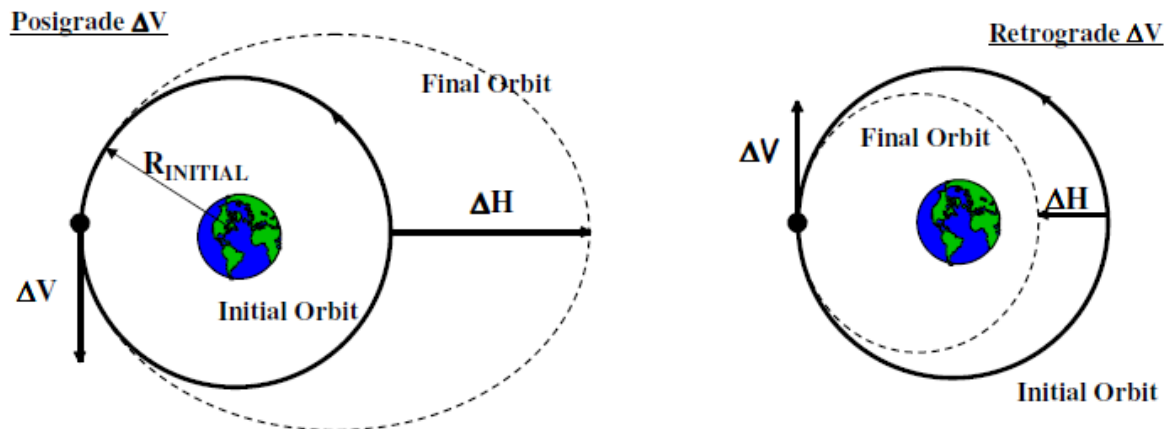


4.6 Maa tehiskaaslaste enamlevinud orbiidid (ESA, 2009).

5 Manöövrid orbiitide muutmiseks

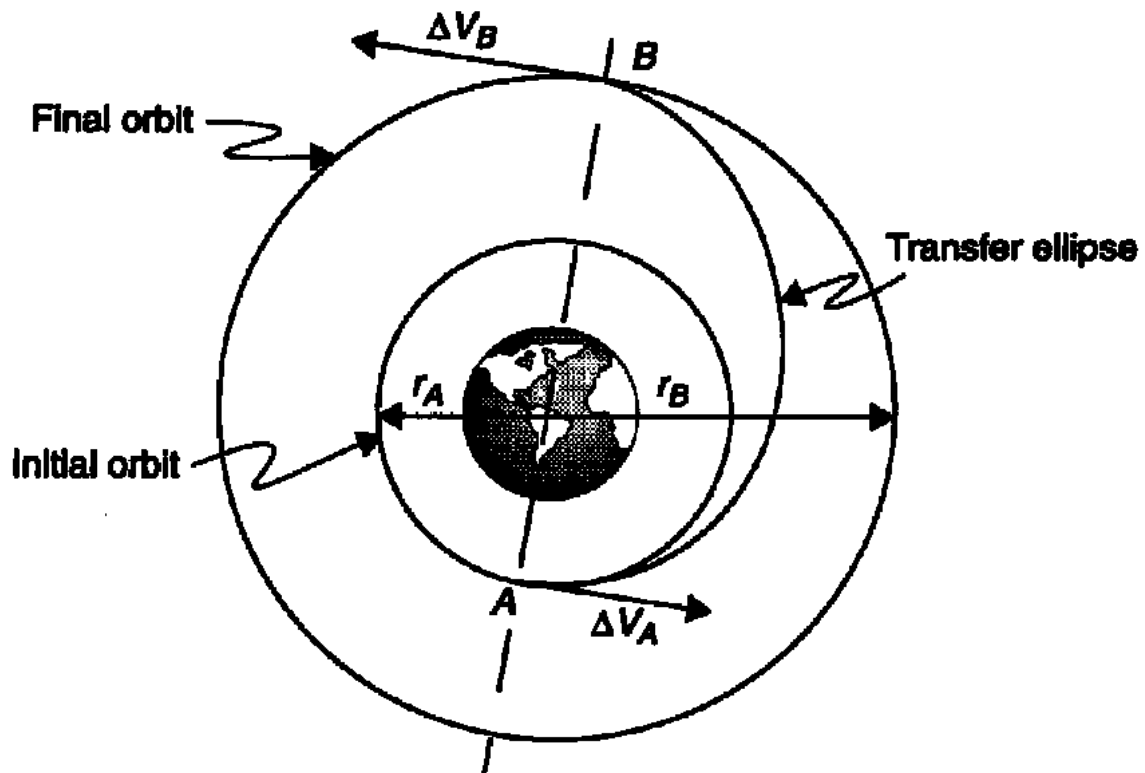
Käesolevas peatükis uurime, kuidas on võimalik liikuda erinevate orbiitide vahel.

Põhilisteks mehanismideks orbiitide vahel manööverdamisel on kiiruse lisamine ja pidurdamine. Kiiruse lisamisel on tulemus mõneti mitte-intuiitiivne. Võiks arvata, et asudes ringorbiidil raadiusega R_{INITIAL} hakkab satelliit kiirust lisades samal orbiidil lihtsalt kiiremini tiirlema, kuid tulemus on teistsugune. Kiirusvektoriga samasuunaliselt kiirust lisades muutub esialgne ringorbiit ellipsi kujuliseks, keskmine kaugust Maast suureneb ja tiirlemisperiood hoopis kasvab! Saadud lõpporbiidil on esialgse orbiidiga täpselt üks ühine punkt – see, kus toimus esialgne kiirendamine ΔV võrra (joonis 5.1). Hoogu pidurdades on tulemus analoogne, kuid siin keskmine kaugus Maast väheneb ja tiirlemisperiood lüheneb.



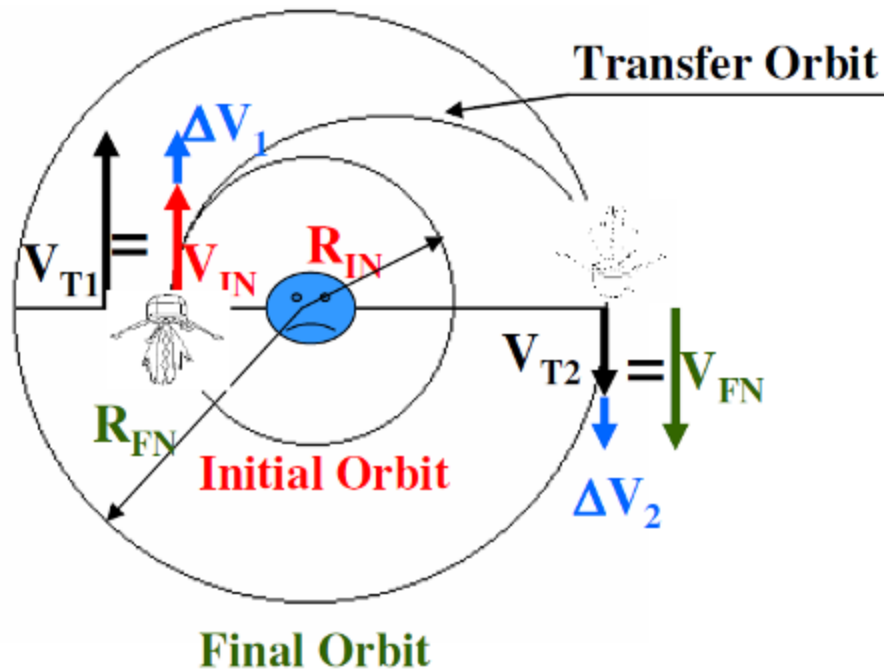
5.1 Ringikujulise orbiidi muutmine elliptiliseks kiiruse lisamise või pidurdamise abil (Tolyarenko, 2008).

Kõige efektiivsem viis liikumaks madalalt ringorbiidilt kõrgemale ringorbiidile on Hohmanni ülekanne (*i. k. Hohmann transfer*). Hohmanni ülekande korral suurendatakse kiirust kahes osas, ΔV_A ja ΔV_B võrra. Esimene impulss ΔV_A muudab esialgse ringorbiidi elliptiliseks. Kiirust lisatakse just nii palju, et tekkiva elliptilise orbiidi apogee ulatuks sama kaugele, kui on lõpliku soovitud ringorbiidi raadius. Teine impulss antakse elliptilise vaheorbiidi apogees, et muuta elliptiline orbiit ringikujuliseks. On oluline märkida, et kõik manöövrid toimuvad samal tasandil ja lisatavad kiirusvektorid ΔV_A ja ΔV_B on satelliidi kiirusvektoriga samasuunalised. Hohmanni ülekanne madalamalt orbiidilt kõrgemale on kujutatud joonisel 5.2.



5.2 Hohmanni ülekanne (Larson & Wertz, 1996).

Järgnevalt uurime, kuidas on võimalik Hohmanni ülekandeks vajalikke kiirusimpulsse välja arvutada. Tähistame: R_{IN} – esialgse ringorbiidi raadius, R_{FN} – soovitud lõpliku ringorbiidi raadius, V_{IN} – kiirus esialgsel ringorbiidil, V_{FN} – kiirus lõplikul ringorbiidil, V_{T1} – kiirus, mis on vajalik, et liikuda esialgselt ringorbiidilt elliptilisele ülekandeorbiidile (*i. k. transfer orbit*), V_{T2} – kiirus elliptilise ülekandeorbiidi kaugeimas punktis (apogees), ΔV_1 – esimene kiirusimpulss ($\Delta V_1 = V_{T1} - V_{IN}$), ΔV_2 – teine kiirusimpulss ($\Delta V_2 = V_{FN} - V_{T2}$).



5.3 Hohmanni ülekanne (Tolyarenko, 2008).

Taaskord aitab meid teadmine, et satelliidi kineetilise ja potentsiaalse energia summa on konstantne ning valemist (3.1) on võimalik tuletada kõik meid huvitavad kiirused.

$$V_{T1} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{IN}} - \frac{1}{a} \right)} \quad (5.1)$$

$$V_{T2} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{FN}} - \frac{1}{a} \right)} \quad (5.2)$$

$$V_{IN} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{IN}}} \quad (5.3)$$

$$V_{FN} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{FN}}} \quad (5.4)$$

Siin a on ülekandeorbiidi suurem pooltelg, $a = (R_{IN} + R_{FN})/2$. Nüüd on meil esialgne „tööriistakast“ orbiitide vahel manööverdamiseks olemas. Osutub, et ΔV ei olene satelliidi massist ja kirjeldab manöövri suurust väga universaalselt. Teades satelliidi massi ja summaarset ΔV kõigi manöövrite sooritamiseks kokku on juba võimalik välja arvutada kütusekulu ja vaja mineva mootori võimsus.

6 Lisamaterjalid

1. Euroopa Kosmoseagentuuri telekommunikatsiooni õppematerjalide orbiite käsitlev osa (inglise keeles): <http://telecom.esa.int/wbts/wbts/index.htm> [valida SATCOM Training Module -> Intermediate (technical staff without experience in the SATCOM field) -> System and Services (Intermediate)-> Orbits (Intermediate)]
2. Mart Noorma Astrodünaamika loengud:
<http://video.ut.ee/producer/2008/FKEF.02.145/>
3. Polaarorbiidi animatsioon:
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/6/60/Polar_orbit.ogg

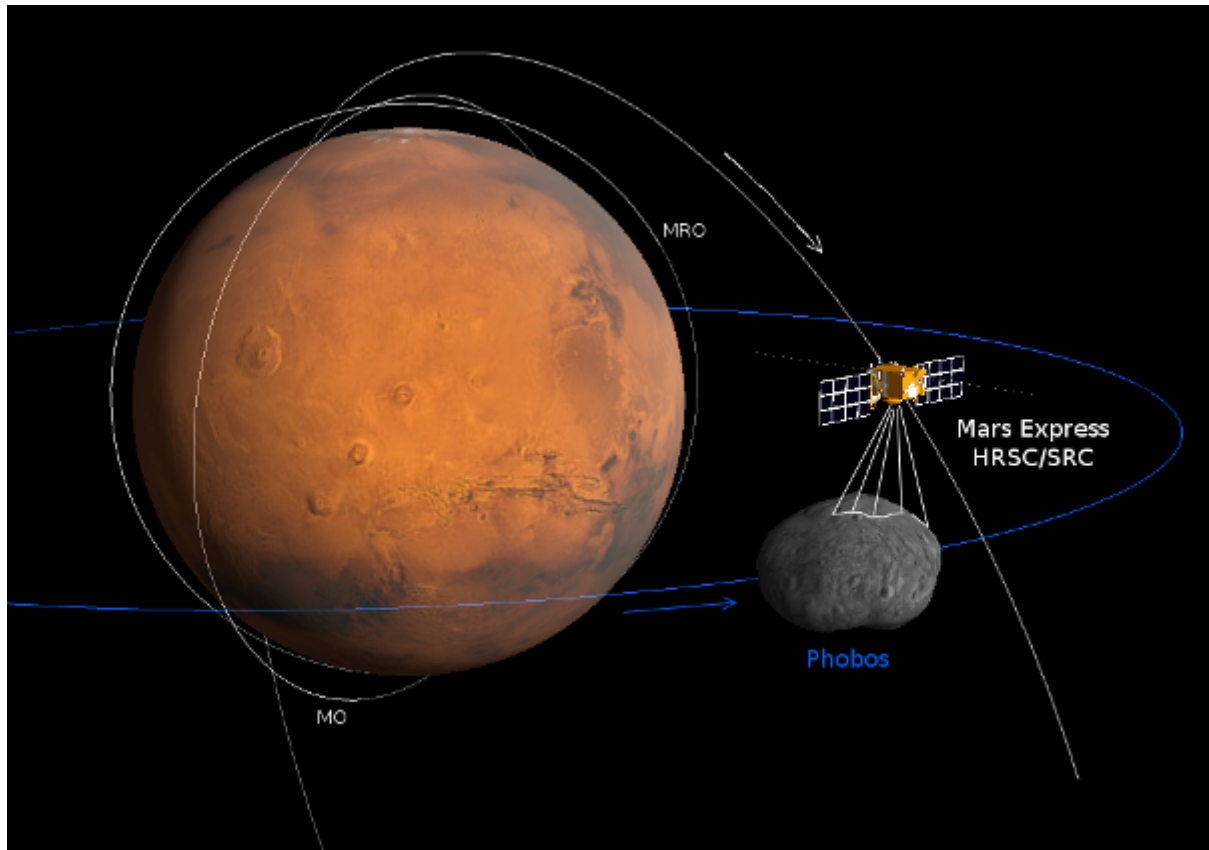
7 Kasutatud kirjandus

Tiitellehe foto - BepiColombo satelliitide trajektoorid ümber Merkuuri, allikas: Euroopa Kosmoseagentuur

1. LARSON, J. L. & WERTZ, J. R., 1996. *Space Mission Analysis and Design. Second Edition.* London: Kluwer Academic Publishers.
2. TOLYARENKO, N. 2008. *Basics of Spaceflight & Spacecraft Orbits.* International Space University, Strasbourg.
3. TOLYARENKO, N. 2008. *Orbital Perturbations, Orbital Maneuvering, Interplanetary Flights.* International Space University, Strasbourg.

TARTU ÜLIKOOL

Teaduskool



Orbitaalmehaanika II

Koostanud Kaupo Voormansik

Tartu 2009

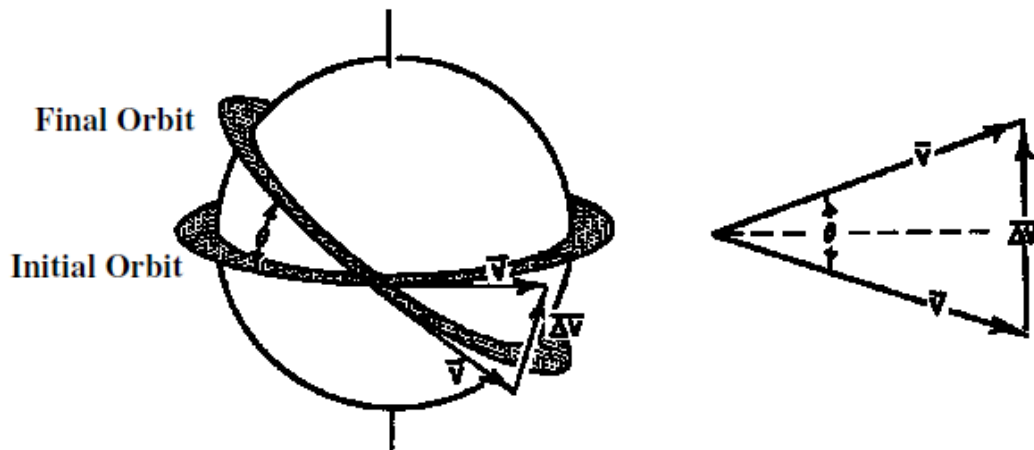
8 Sissejuhatas

Orbitaalmehaanika I osa tegi sissejuhatuse tänapäeva kosmosemissioonide põhialustesse. Anti ülevaade Kepleri seadustest, orbitaalmehaanika põhimõistetest, enimlevinud orbiitidest ja elementaarsematest manöövritest orbiitide vahel liikumiseks. Käesolev materjal tutvustab orbiitide kaldenurga muutmiseks kasutatavaid manöövreid, orbiitide häireid ja põhjuseid, miks reaalsed orbiidid ei järgi rangelt Kepleri seadusi. Viimase teemana antakse ülevaade Lagrange' punktidest ja nende kasutamisest.

9 Orbiidi kaldenurga muutmine

Kanderaketi abil satelliiti soovitud orbiidile transportides tuleb teha terve rida manöövreid. Orbitaalmehaanika I osas tutvusime manöövritega, mille abil on võimalik liikuda kõrgemalt orbiidilt madalamale või vastupidi. Kõik need impulsid anti siiski esialgse orbiidiga samas tasandis. Tihti on vaja ka orbiidi tasandit korrigeerida. Näiteks juhul kui sidesatelliit on vaja saata kallutatud geosünkroonselt orbiidilt 0° kaldenurgaga geostatsionaarsele orbiidile.

Orbiidi kaldenurga muutmiseks tuleb satelliidi liikumissuunda (kiirusvektorit) sobivas orbiidi punktis muuta. Osutub, et kõige efektiivsem on orbiidi kaldenurga muutmiseks anda kiirusimpulss ekvaatori kohal. Muutmaks orbiidi kaldenurka ühelt tasandilt teisele tuleb esialgne kiirusvektor keerata uuele tasandile. Seda on võimalik teostada vektorite liitmise abil. Joonisel 9.1 on kujutatud orbiidi kaldenurga muutmine kiirusvektori liitmise abil.



9.1 Orbiidi kaldenurga muutmine (Larson & Wertz, 1996).

Järgides vektorite liitmise reegleid on võimalik tuletada vajaliku kiirusimpulsi (ΔV) väärtus:

$$\Delta V = 2V_{INITIAL} \sin \frac{\theta}{2} \quad (9.1)$$

Valemis (9.1) on $V_{INITIAL}$ satelliidi esialgne kiirus orbiidil ja θ – nurk esialgse ja lõpliku orbiidi kaldenurkade vahel.

Märkus: Impulssi orbiidi kaldenurga muutmiseks võib anda kombineeritult Hohmanni ülemineku esimese ja teise kiirendamisega (vt Orbitaalmehaanika I õppematerjali). Sidesatelliidi geostatsionaarsele orbiidile transportimisel seda ka tavaliselt tehakse, sest nii on võimalik kütust säästa.

Sellega on meil kirjeldatud kõik meetodid, et teostada lihtsamat orbiitide vahel liikumist.

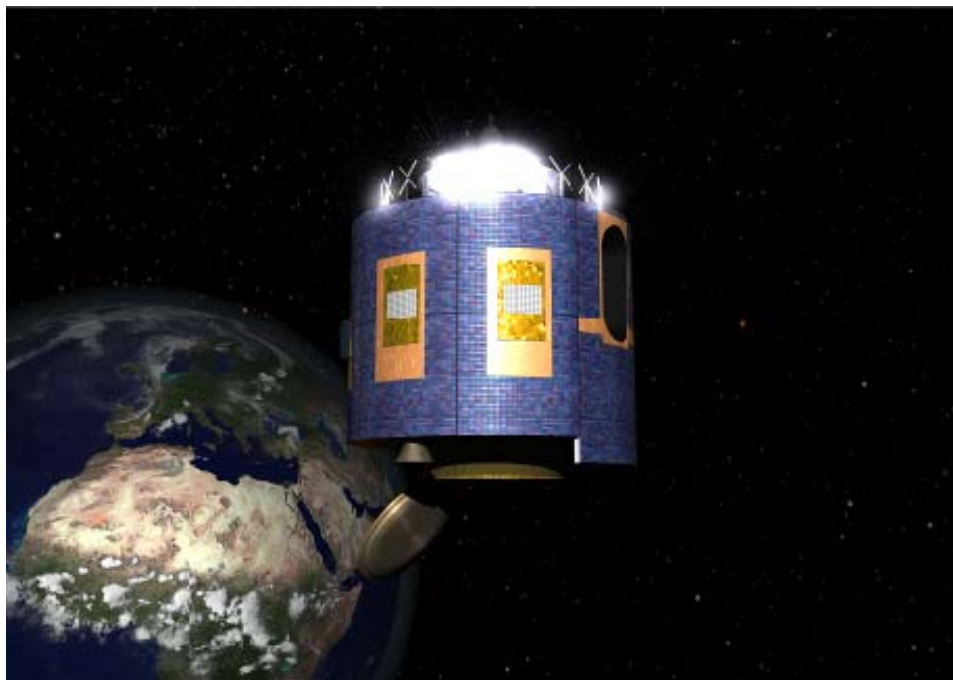
10 Orbiitide häired ja nende põhjused

Orbitaalmehaanika I osas tutvusime Kepleri seadustega, mis kirjeldavad nii planeetide liikumist kui ka satelliidi trajektoori Maa orbiidil. Tegelikult järgivad satelliidid ja planeedid Kepleri seadusi väga harva järgnevatel põhjustel:

- Ilmaruumis on peale kahe vaadeldava keha veel teisigi objekte, mis oma raskusväljaga orbiite häirivad.
- Maad, Päikest või muud orbiidi keskel olevat keha ei saa täielikult punktmassiks lugeda. Raskusvälja tugevus orbiidi erinevates osades sõltub keske keha kujust.
- Keha mõjutavad muud orbiidispetsiifilised jõud (nt õhutakistus maalähedastel orbiitidel)

Maa orbiidil tiirleva satelliidi trajektoori häirivad peamiselt järgmised tegurid:

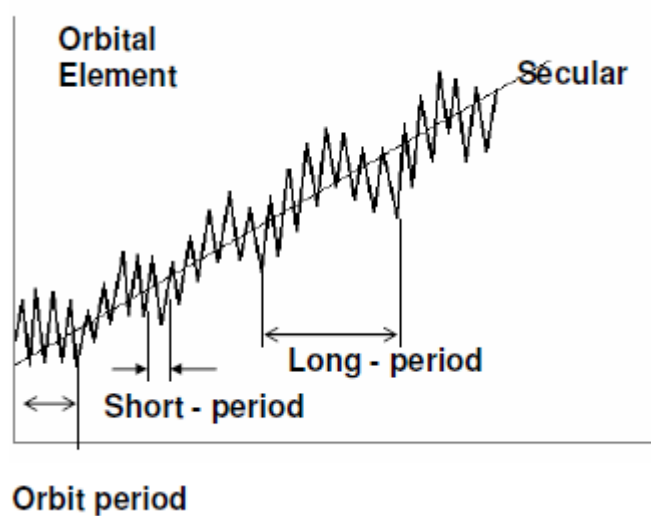
- Kolmanda keha (Päike, Kuu, teised planeedid, jne) külgetõmbejõud.
- Maa massi mittesfääriline jaotus.
- Õhutakistus.
- Päikese kiirgusrõhk.
- Päikese tuul.
- Maa magnetväli.
- Satelliidist väljuvate gaaside ebasoovitav reaktiivjõud.



10.1 Meteosati ideaalset geostatsionaarset orbiiti häirivad peamiselt Kuu ja Päike ning Maa mittedääriline kuju (ESA, 2009).

Orbiitide häired jaotatakse nende mõjumisperioodi ja iseloomu järgi kolme klassi:

1. Pikaajalised lineaarsed häired (*i k secular perturbations*)
2. Lühikeseperioodilised häired - häire kordub perioodiliselt sagedamini kui orbiidil tiirlemise periood
3. Pikaperioodilised häired – häire kordub perioodiliselt pikema perioodiga kui orbiidil tiirlemise periood



10.2 Orbiidi häirete jagunemine nende kordumissageduse järgi (Tolyarenko, 2008).

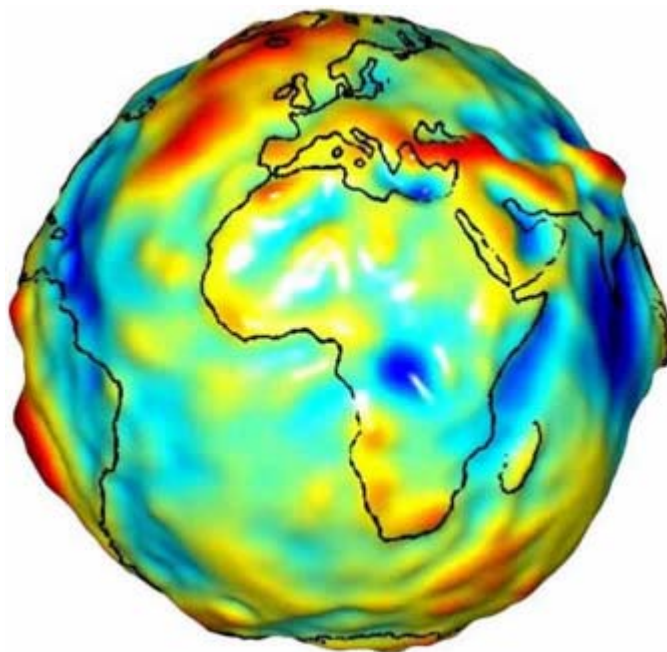
10.1 Õhutakistus

Õhutakistus on üks peamisi maalähedase satelliidi orbiiti häirivaid jõude. Õhutakistus mõjutab eelkõige 1000 km madalamal tiirlevaid satelliite. Mida madalamal kõrgusel satelliit tiirleb seda suurem õhutakistus talle mõjub, sest atmosfäär on Maale lähemal tihedam. Lisaks sõltub õhutakistus sellest, kas satelliit on Maa varjus või mitte ning Päikese aktiivsusest. Päikese 11-aastase tsükli maksimumis ulatub atmosfäär kõrgemale ja õhutakistus on suurem. Õhutakistus sõltub olulisel määral satelliidi kujust.

10.2 Maa massi mittesfääriline jaotus

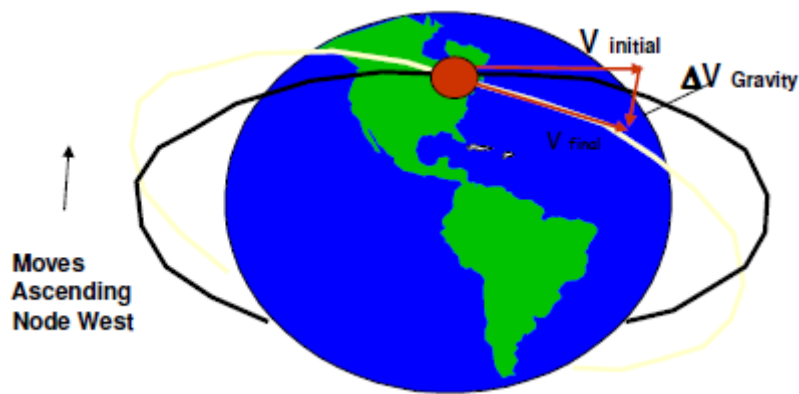
Maa ei ole ideaalselt kera kujuline. Maa tegelikku kuju kirjeldavad järgmised tunnused:

- Ekvaatori juurest on Maa läbimõõt paksem.
- Kerge pirnikujulisus.
- Poolustel on Maa lapikum.



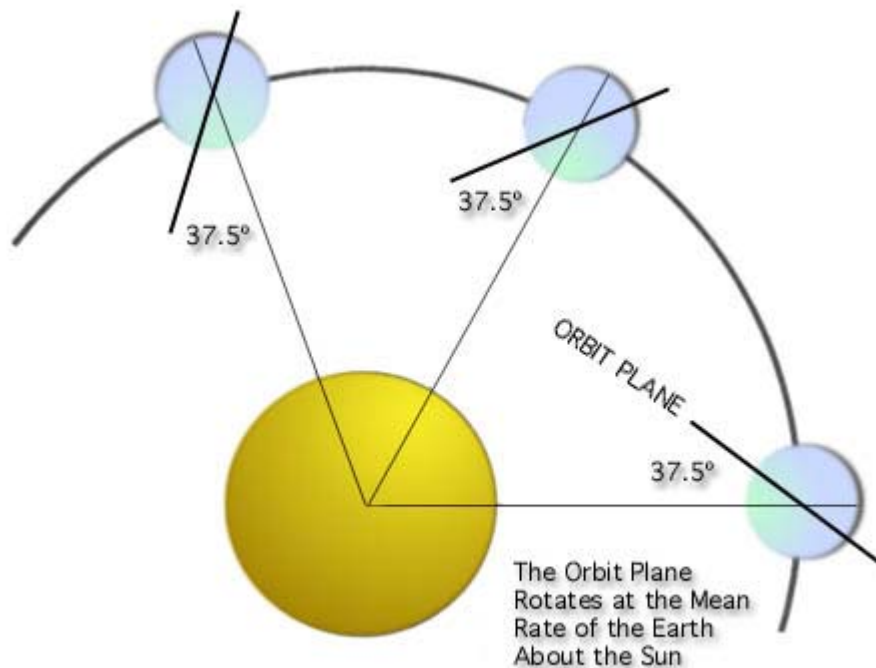
10.3 Maa ei ole ideaalselt kerakujuline (Tolyarenko, 2008).

Maa massi ebaühtlane jaotus mõjutab eelkõige maalähedasi orbiite. See hakkab orbiidi tiirlemistasandit pöörama nii, et tõususõlm (*i k ascending node*, orbiidi punkt, kus satelliit ületab ekvaatori tõustes lõunapoolkera kohalt põhjapoolkera kohale) nihkub järjest lääne poole (vt joonis 10.4).



10.4 Maa massi mittersfäärilise jaotuse tõttu hakkavad maalähedaste orbiitide tiirlemistasandid pöörama (Tolyarenko, 2008).

Osutub, et orbitaaltasandi iseeneseliku pööramise nurkkiirus sõltub orbiidi kaldenurgast ja seda nähtust on võimalik ära kasutada. Orbitaaltasandi iseeneselikul pööramisel põhinevad päikesesünkroonsed orbiidid, mille tiirlemistasand pöörab just nii palju, et see jääb Päikest ja Maad ühendava sirge suhtes sama nurga alla (vt joonis 10.5).



10.5 Päikesesünkroonse orbiidi tiirlemistasand jääb Päikest ja Maad ühendava sirge suhtes sama nurga all (NASA, 2009).

Kuna tiirlemistasand jääb Päikese poolt Maale vaadates näiliselt samaks on iga orbiidi valgustingimused eelmisega võrreldes identsed. Identsed valgustingimused on väga olulised kaugseire- ja luuresatelliitidele ning suur osa neist maalähedastest satelliitidest just

päikesesünkroonsel orbiidil tiirleb. 700 km kõrgusele maalähedasele päikesesünkroonsele orbiidile vastab umbes 98° kaldenurk.

10.3 Kolmandate taevakehade põhjustatud häired ja geostatsionaarse orbiidi säilitamine

Maa orbiidil tiirlevat satelliiti mõjutavad peamiselt Kuu ja Päike, põhjustades perioodilisi häireid. Geostatsionaarse orbiidi puhul häirivad Kuu ja Päikese põhjustatud külgetõmbejõud satelliiti nii, et selle orbiidi kaldenurk hakkab 0° ja 15° vahel keskmiselt 55-aastase perioodiga võnkuma. Geostatsionaarse satelliidi põhja-lõunasuunalise võnkumise takistamiseks tuleb kulutada kütust. On välja arvatud, et geostatsionaarse orbiidi 0° kaldenurga all hoidmiseks tuleb anda aastas järgmised kiirusimpulsid:

$$\Delta V_{MOON} = 36,93 \text{ m/s aastas} \quad (10.1)$$

$$\Delta V_{SUN} = 14,45 \text{ m/s aastas} \quad (10.2)$$

ΔV_{MOON} on kiirusimpulsi väärtus, mis on vajalik, et tasakaalustada Kuu raskusvälja põhjustatud häireid ja ΔV_{SUN} on kiirusimpulsi väärtus, mis on vajalik tasakaalustamiseks Päikese raskusvälja poolt põhjustatud häireid.

Ilma täiendavaid jõude rakendamata hakkab geostatsionaarsel orbiidil tiirlev satelliit ka ida-lääne suunas triivima. Maa raskusvälja looperguse kuju tõttu eksisteerib kaks stabiilset meridiaani: 75° IP ja 105° LP (valemite kasutada 255° IP). Ümber nende kahe meridiaani hakkab geostatsionaarsele orbiidile asetatud satelliit perioodiliselt triivima amplituudiga kuni 180° ja perioodiga kuni 900 päeva. Ida-läänesuunalise võnkumise takistamiseks kuluvat kütust saab arvutada vajamineva kiirusimpulsi järgi, mis avaldub järgneva valemiga:

$$\Delta V = 1.715 |\sin 2(l_D - l_S)| \quad (10.3)$$

Valem (10.3) annab ida-läänesuunalise triivimise takistamiseks kuluva ΔV ühe aasta kohta. Valemis (10.3) on l_D soovitud meridiaan ja l_S lähim stabiilne meridiaan (kas 75° IP või 255° IP).

10.4 Päikese kiirgusrõhu

Päikese kiirgusrõhk põhjustab satelliitide orbiitide perioodilisi häireid, kuid sel nähtusel põhineb ka päikesepurjetamine. Päikese kiirguse mõju on seda tugevam, mida kergem on

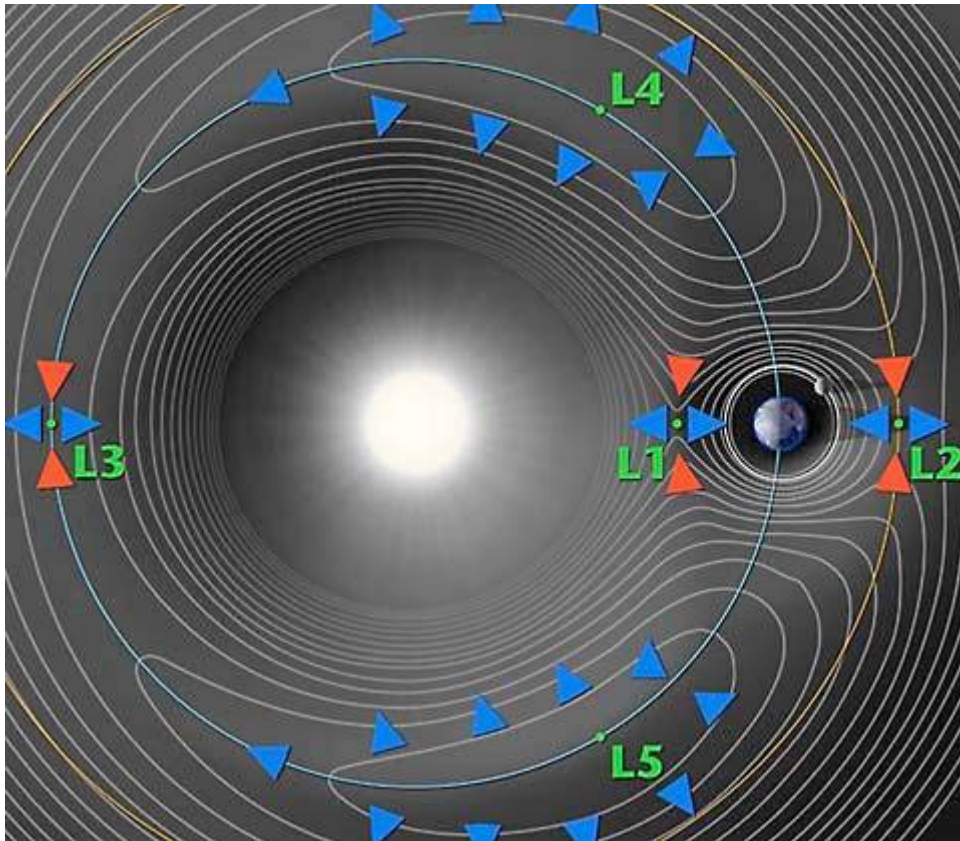
satelliit ja mida suurem on satelliidi ristlõikepindala Päikese poolt vaadates. Päikese kiirguse põhjustatud kiirendus Maa lähedal avaldub järgmise valemiga:

$$a_R = 4,5 * 10^{-6} (1 + r) A / m \quad (10.4)$$

Kus r on peegelduskordaja (0 kuni 1), A – satelliidi ristlõikepindala ja m – satelliidi mass.

11 Lagrange'i punktid

Lagrange'i punktid on erilised asukohad kahe keha süsteemis. Lagrange'i punktis asuva kolmanda palju väiksema massiga objekti kiirus ja kiirendus on mõlema suurema massiga keha suhtes null. Lagrange'i punkti asetatud satelliit võib teoreetiliselt püsida paigal. Lagrange'i punktid kannavad nende avastaja itaalia-prantsuse matemaatiku Joseph Louis Lagrange'i (1736-1813) nime.



11.1 Lagrange'i punktid Päikese-Maa süsteemis (NASA, 2009).

Lagrange'i punktidest võib rääkida iga kahe piisavalt suure massiga taevakeha puhul Päikesesüsteemis, kus nende vahel ei asu ühtegi veel suurema massiga taevakeha. Kahe keha süsteemis on kokku kolm Lagrange'i punkti: L_1 , L_2 , L_3 , L_4 ja L_5 . Uurime Lagrange'i punkte Päikese-Maa süsteemi näitel (vt joonis 11.1).

L_1 asub Maad ja Päikest ühendaval sirgel Maa ja Päikese vahel rohkem Maa pool. Üldjuhul tiirleb Maast Päikesele lähemal asuv objekt lühema perioodiga kui 365 päeva, kuid L_1 -s asuva objekti tiirlemisperiood on täpselt Maa tiirlemisperioodiga võrdne. L_1 -s on tiirlemisperiood Maa tiirlemisperioodiga võrdne, sest Päikese külgetõmbejõud on osaliselt vastassuunast

mõjuva Maa külgetõmbejõu poolt „kustutatud“ ja nii piisab orbiidil püsimiseks väiksemast kiirusest.

L_2 asub Maad ja Päikest läbival sirgel Maa taga. L_2 põhjendus on L_1 -ga analoogne, kuid siin on Maast kaugemal Päikese orbiidil asuva keha tiirlemisperiood Maa tiirlemisperioodiga võrdne, sest talle mõjub lisaks Päikese külgetõmbejõule ka Maa külgetõmbejõud.

L_3 asub Maad ja Päikest läbival sirgel teisel pool Päikest veidi kaugemal orbiidil kui on Maa. Kuigi L_3 -s asuvad objektid asuvad kaugemal orbiidil kui Maa, on nende tiirlemisperiood sama kui Maa tiirlemisperiood, sest lisaks Päikese külgetõmbejõule tuleb tasakaalustada ka Maa külgetõmbejõud ning vaja on veidi suuremat kiirust.

L_4 ja L_5 asuvad Maa orbiidiga samal tasandil Maad, Päikest ja L_4 või L_5 ühendava võrdkülgse kolmnurga tippudes vastavalt 60° Maast ees (L_4) ja taga (L_5) pool.

Punktid L_1 , L_2 ja L_3 on ebastabiilsed. Punktid L_4 ja L_5 on stabiilsed. Kuna L_4 ja L_5 on stabiilsed võivad väiksemad kehad sinna pikaks ajaks „vangi“ jääda. Maa ja Kuu süsteemi L_4 -s ja L_5 -s asuvad Kordylewski pilved (väga tuhmid ja raskesti märgatavad tolmutpilved). Päikese ja Jupiteri L_4 -s ja L_5 -s asub koguni Troojalasteks kutsutud asteroidide parv.

Lagrange'i punktidesse on võimalik ka tehiskaaslasid asetada. Üheks paremaks näiteks Lagrange punkti kasutamisel on kahtlemata SOHO (*i k Solar and Heliospheric Observatory*) satelliit (vt joonis 11.2), mis vaatleb Päikese aktiivsust ja aitab muuhulgas kliimamudeleid täpsustada (tähtsaim Maa kliimat mõjutav tegur on Päike). SOHO asub Maa ja Päikese vahel L_1 punkti lähedal. Kuna L_1 on ebastabiilne Lagrange'i punkt triivib iga L_1 seisma pandud objekt sealt varsti minema. Kindlalt oma kohale jäämiseks tiirleb SOHO halo-orbiidil ümber L_1 . L_1 on Maa lähedalt Päikese vaatlemiseks suurepärane asukoht, sest tagatud on pidev nähtavus 24/7.



11.2 Euroopa Kosmoseagentuuri ja NASA ühisprojektina valminud SOHO satelliit (ESA, 2009).

12 Lisamaterjalid

4. Mart Noorma Astrodünaamika loengud:

<http://video.ut.ee/producer/2008/FKEF.02.145/>

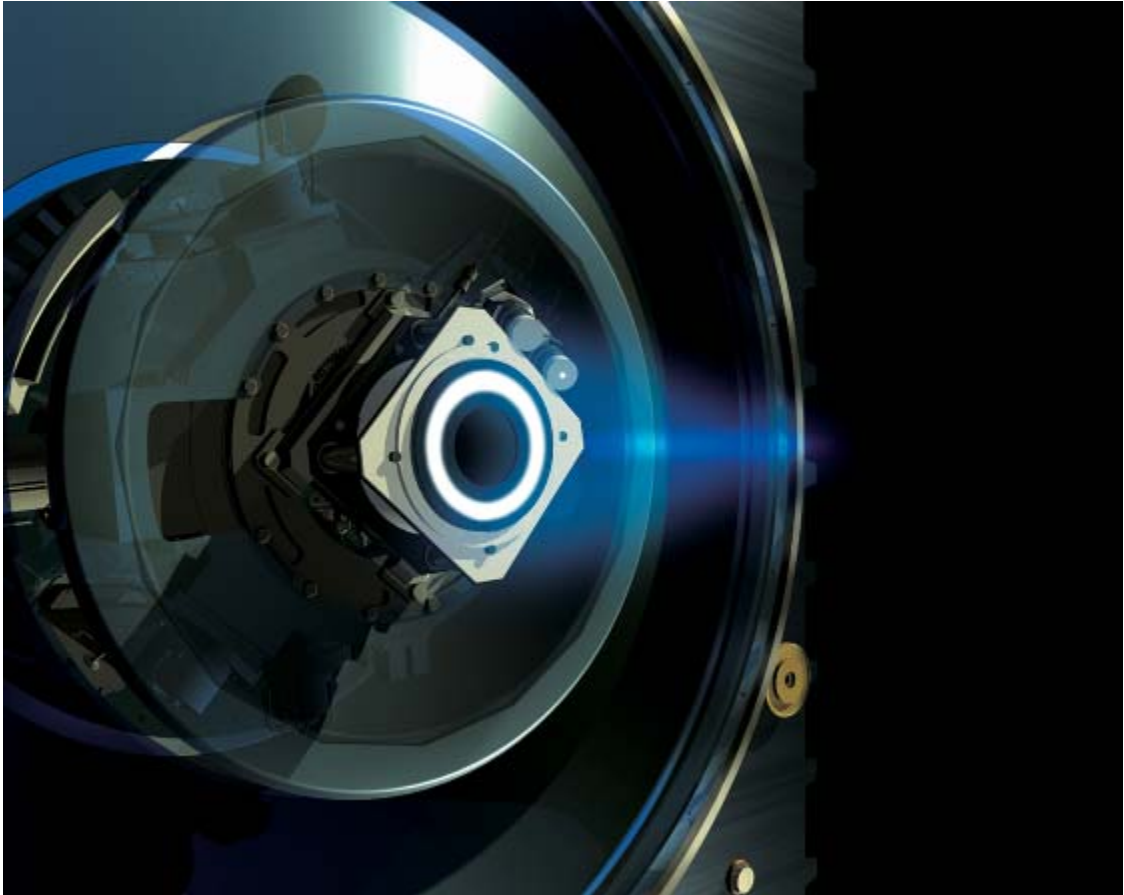
Kasutatud kirjandus

Tiitellehe foto – Mars Express satelliitide trajektoor ümber Marsi, möödumine Marsi kuust Phobos, allikas: Euroopa Kosmoseagentuur

4. LARSON, J. L. & WERTZ, J. R., 1996. *Space Mission Analysis and Design. Second Edition.* London: Kluwer Academic Publishers.
5. TOLYARENKO, N. 2008. *Basics of Spaceflight & Spacecraft Orbits.* International Space University, Strasbourg.
6. TOLYARENKO, N. 2008. *Orbital Perturbations, Orbital Maneuvering, Interplanetary Flights.* International Space University, Strasbourg.

TARTU ÜLIKOOL

Teaduskool



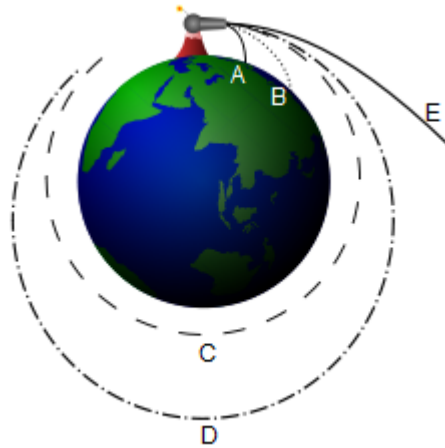
Transport kosmosetehnoloogias

Koostanud Kaupo Voormansik

Tartu 2009

13 Sissejuhatus

Inimesed on kosmoselennust unistanud palju enne selle tehniliselt võimalikuks saamist. Juba 1728 teoretiseeris inglise füüsik Isaac Newton, et kõrge mäe otsas asuva kahuriga on võimalik lasta selle kuule Maa orbiidile, kui algkiirus on piisavalt suur.



13.1 Newtoni hüpoteetiline kahur (Brondel, 2007).

Kahureid kasutati kosmoselennuks ka Jules Verne 1865 aastal ilmunud ulmeromaanis „Maalt Kuule“ (*p k - De la Terre à la Lune*).

Tegelikkuses realiseerus esimesena poola-vene päritolu teadlase Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935) ennustus. Tsiolokovsky, keda kutsutakse ka raketinduse isaks, pakkus välja, et kosmoselendudeks võiks kasutada rakette. Nii ka läks – 4. oktoobril 1957 viis Nõukogude Liidu kanderakett R-7 Maa orbiidile esimese tehiskaaslase Sputnik-1.

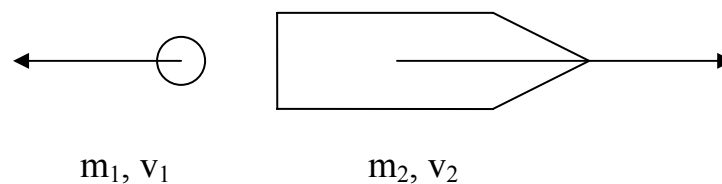
14 Reaktiivliikumise füüsikalised alused

Kosmoses (ilma toetuspunktita) edasi liikumiseks on mitmeid võimalusi. Suures plaanis võib liikumisvõimalused jagada kaheks:

1. Väliste jõudude või energiaallikate abil.
2. Rakettmootorite reaktiivliikumise (*i k – propulsion*) abil.

Väliste jõudude alla jäävad igasugused kahurite, laserkiirte aga ka päikesekiirguse või päikesetuule abil liikumine, kus mingi väline jõud kosmoselaeva edasi tõukab. Väliste jõudude abil edasi liikumist päikesepurjete näitel on kirjeldatud täpsemalt kolmandas peatükis.

Kõik rakettmootorid põhinevad impulsi jäävuse seadusel. Selleks, et rakett edasi liikuma hakkaks, tuleb liikumisele vastupidises suunas midagi välja paisata (joonis 14.1).



14.1 Reaktiivliikumise põhimõte.

Väljuva osakese ning raketi massid ja kiirused on omavahel seotud väga lihtsa valemi abil:

$$m_1 v_1 = m_2 v_2 \quad (14.1)$$

kus m_1 on düüsisst väljunud gaasiosakese mass, v_1 - gaasiosakese kiirus, m_2 raketi mass ja v_2 – raketi kiirus. Valemist (14.1) järeldeb, et mida suurema kiirusega väljutada raketi düüsidest gaase, seda kiiremini hakkab edasi liikuma rakett.

Rakettmootorite kirjeldamiseks kasutatakse kolme põhinäitajat:

- Tõukejõud, T (*i k - thrust*) – jõud, millega düüsisst väljuvad gaasid raketti edasi tõukavad
- Kütusekulu, dM/dt (*i k – mass flow rate*) – väljuvate gaaside mass ühes sekundis
- Eri-impulss, I_{sp} (*i k – specific impulse*) – tõukejõu ja väljuvate gaaside kaalu suhe ajaühikus.

Kahe esimese parameetri arvutamine on võrdlemisi intuitiivne, kuid eri-impulsi mõistmine on veidi keerulisem. Eri-impulss kirjeldab rakettmootori efektiivsust, näidates kui palju tõukejõudu kaotatud massiühiku kohta saab. Eri-impulss (I_{sp}) avaldub valemiga:

$$I_{sp} = T / (g_0 dM / dt) \quad (14.2)$$

kus $g_0=9,807$ m/s on raskuskiirendus 0 meetri kõrgusel merepinnast.

Eri-impulss näitab nii kütuse energiasisaldust kui ka energia tõukejõuks muutmise efektiivsust. Keemilisel põlemisel põhinevate rakettmootorite korral sõltub eri-impulss järgmistest teguritest:

- Temperatuur põlemiskambris – mida kõrgem, seda suurem eri-impulss
- Väljuvate gaaside molekulmass – mida väiksem, seda suurem eri-impulss
- Põlemiskambri ja düüsi otsa rõhkude suhe – mida suurem, seda suurem eri-impulss

Eri-impulss määrab vajamineva kütuse hulga, kõrge eri-impulsi korral kulub kütust vähem.

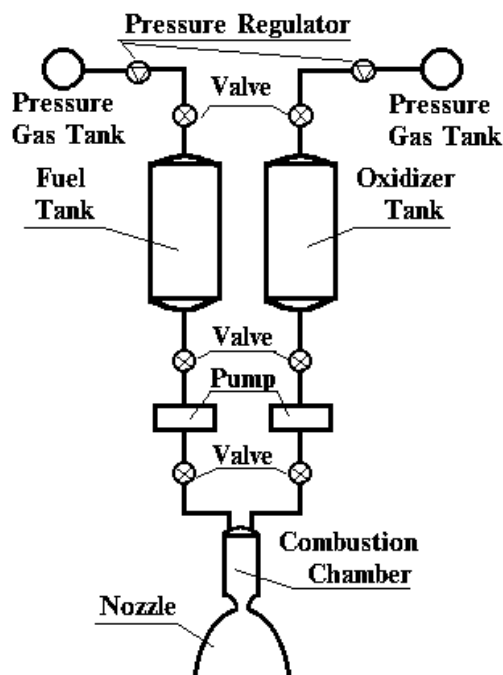
15 Ülevaade reaktiivmootoritest

15.1 Külma-gaas rakettmootorid

Kõige lihtsam mootor koosneb lihtsalt gaasi mahutist ja reguleeritavast düüsis, mille kaudu kokku surutud gaasi (nt vesinik, heelium, ammoniaak) välja lastakse. See on väga töökindel, täpselt reguleeritav ja odav mootor. Lahenduse miinusteks on nõrk tõukejõud ja madal eri-impulss ($I_{sp} < 90$ s). Külma-gaas rakettmootoreid kasutatakse tingimustes, kus odav hind ja täpne reguleeritavus on olulisemad kui suur tõukejõud ja efektiivsus, nt orbiidil väiksemate manöövrite teostamiseks.

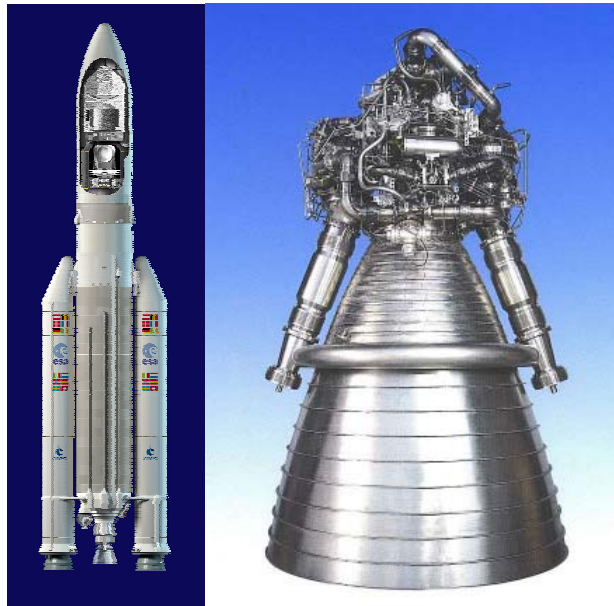
15.2 Keemilisel põlemisel põhinevad rakettmootorid

Vanim ja seni kõige laiemalt kasutatav rakettmootorite klass töötab kahe gaasi reageerimisel vabaneva soojusenergia arvelt. Pakub väga suurt tõukejõudu (kümnete meganewtoniteni) ja mõõdukat eri-impulssi (I_{sp} kuni 470 s). Lahenduse miinuseks on mootorite suur keerukus ja selles tulenev kõrge hind.



15.1 Kahe vedelkütuse põlemisel põhinev rakettmootor (Tolyarenko, 2008).

Keemilisel põlemisel põhinevad rakettmootorid on ainsad seni leiutatutest, mis võimaldavad Maalt orbiidile jõuda. Parim leitud kütuse kombinatsioon on vesinik + hapnik, mida kasutab enda peamises mootoris nii Ameerika Ühendriikide Kosmosesüstik kui ka Euroopa kanderakett Ariane 5 (vt joonis 15.2).

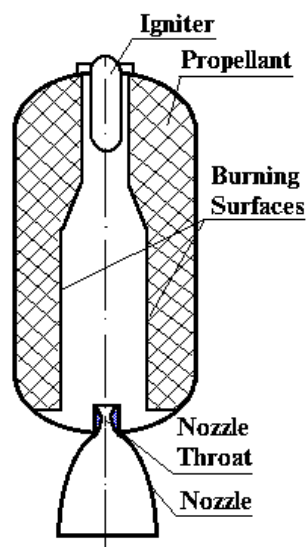


15.2 Euroopa kanderakett Ariane 5 ja tema esimese astme mootor Vulcain 2 (ESA, 2009).

15.2.1 Tahkekütuse-raketid

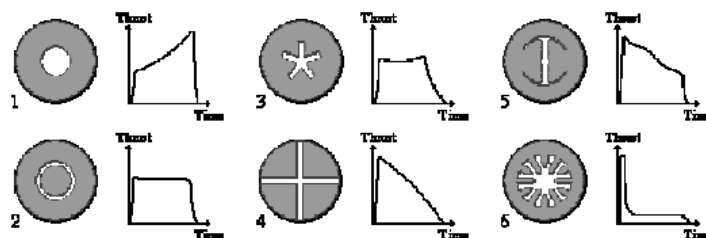
Tahke kütuse põlemisel põhinesid esimesed ilutulestiku raketid vanas Hiinas. Tänapäeval kasutatakse tahkekütuse põlemisel töötavaid rakette nii militaar- kui ka kosmosetehnoloogias. Ariane 5 külgedel paiknevad kiirendid töötavad tahkel kütusel (*i k – solid boosters*).

Üheks enam levinud kütuseks on ammoonium-perkloraat (NH_4ClO_4) + sünteetiline kummi + alumiiniumi pulber. Tahkekütuse-rakettide tõukejõud on võrreldav vedelkütuse-rakettidega, eri-impulss on veidi madalam, jäädes tavaliselt 200 - 300 s vahele.



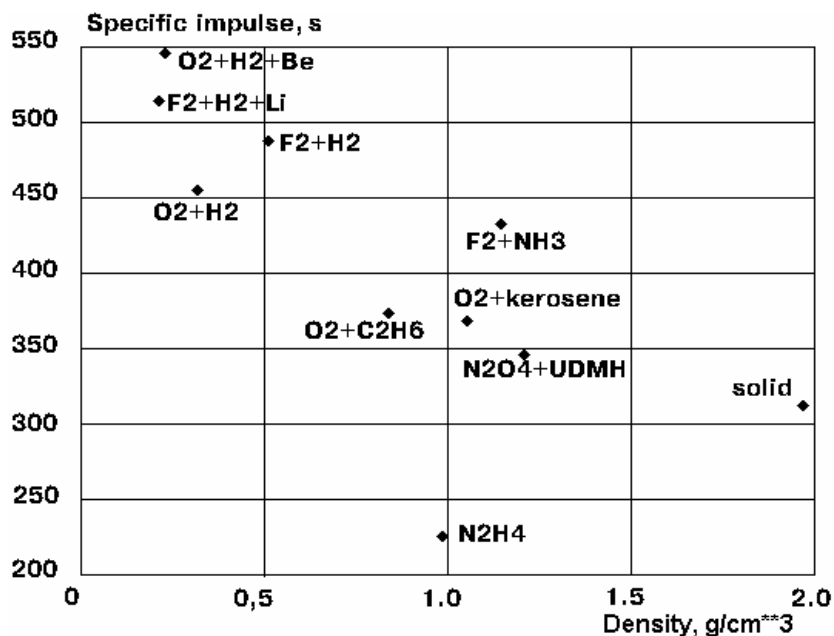
15.3 Tahkekütuse-raketi tööpõhimõte (Tolyarenko, 2008).

Tahkekütuse-raketi käivitamisel süüdatakse selle kütuse sisemine pind, pärast süütamist on teda reguleerida või välja lülitada väga keeruline. Peamiseks tõukejõu reguleerimise viisiks on põlemispinna kuju valik (vt joonis 15.4), mis määrab põleva pinna pindala ja järelkult tõukejõu suuruse ajas.



15.4 Tahke kütuse reageeriva pinna kuju ja tõukejõu seos ajas (Tolyarenko, 2008).

Tahkekütuse-raketid on lihtsad ja töökindlad, kuid küllaltki kallid.

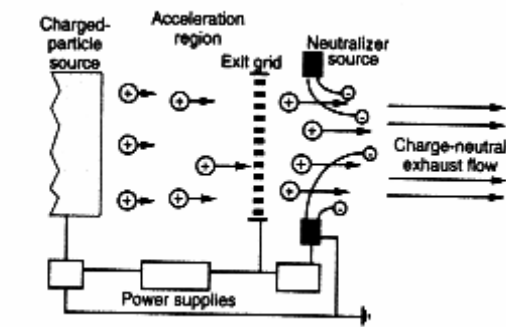


15.5 Raketikütuste eri-impulsside ja tiheduse võrdlus (Tolyarenko, 2008).

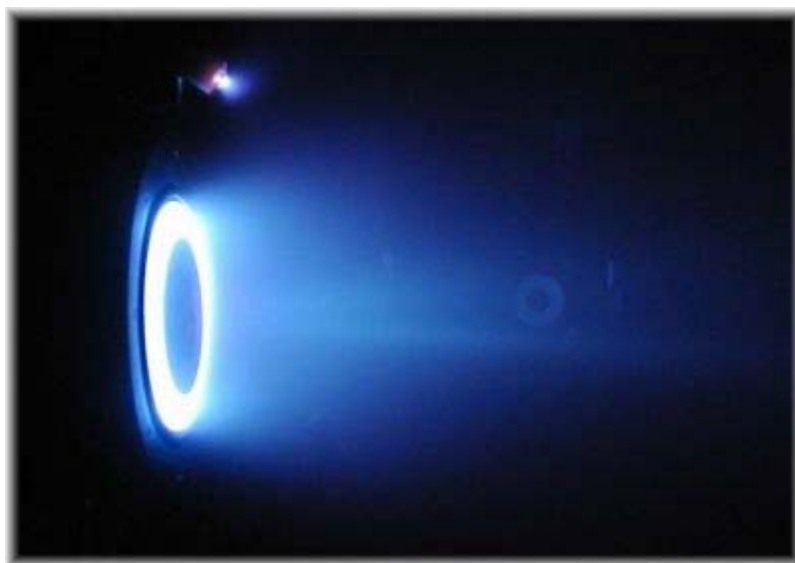
Joonisel 15.5 on toodud erinevate raketikütuste eri-impulsside ja tiheduste võrdlus. Nagu näha on vesinik + hapnik kombinatsioonist veel suurema eri-impulsiga kütuseid, kuid seni ei ole leitud lahendust nende ainete edukaks säilitamiseks. Piisavalt tugevate kütusepaakide suur mass on tänapäeva kosmosetehnoloogias üks põhiprobleeme, mis tingib nt vajaduse astmeliste raketide järele. Kui õnnestuks leida kergemaid materjale kütusemahutite ehitamiseks võiks oluliselt langeda orbiidile jõudmise hind.

15.3 Ioonmootorid

Ioonmootorites kasutatakse düüsisist väljuvate osakeste kiirendamiseks elektri- või magnetvälja. Joonisel 15.6 on kujutatud lihtsa ioonmootori tööpõhimõte, laetud osakeste allikast väljunud positiivsed ioonid kiirendatakse kõrge pinge all oleva võre abil ning pärast kiirendamist liituvad nendega negatiivsed ioonid (nii tagatakse laengute tasakaal satelliidi mootori süsteemis).

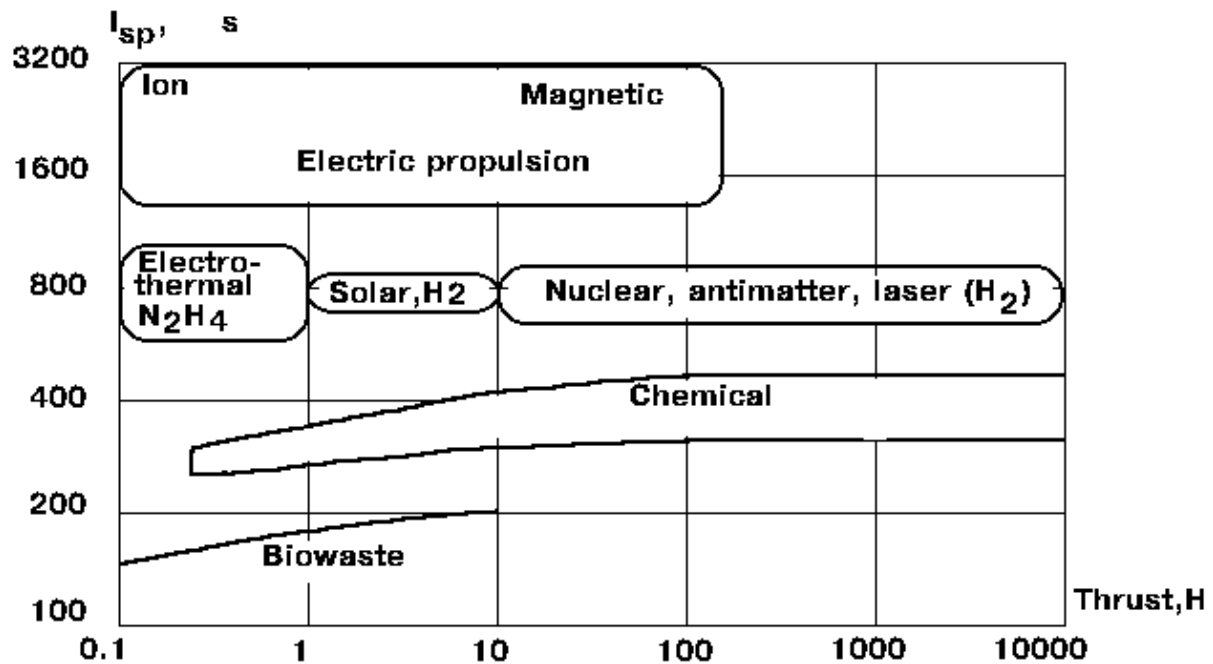


15.6 Ioonmootorite tööpõhimõte (Tolyarenko, 2008).



15.7 Ioonmootori testimine (ESA, 2009).

Ioonmootoritele pannakse suuri tulevikulootusi, sest nad on väga efektiivsed (eri-impulss tuhandates sekundites). Seni on piiranud nende laiemat kasutust suhteliselt nõrk tõukejõud ($1\ \mu\text{N}$...200 N) ja suur energiatarve (kuni mitu kW). Ioonmootorite põhiliseks kasutusvaldkonnaks täna on geostatsionaarsete satelliitide orbiidil hoidmine ja stabiliseerimine, kus väga suurt tõukejõudu pole vaja, kuid väike kütusekulu aitab pikendada oluliselt satelliitide eluiga. Ioonmootorite võrdlus traditsiooniliste keemilistel kütustel põhinevate mootorite võrdlus on toodud joonisel 15.8.



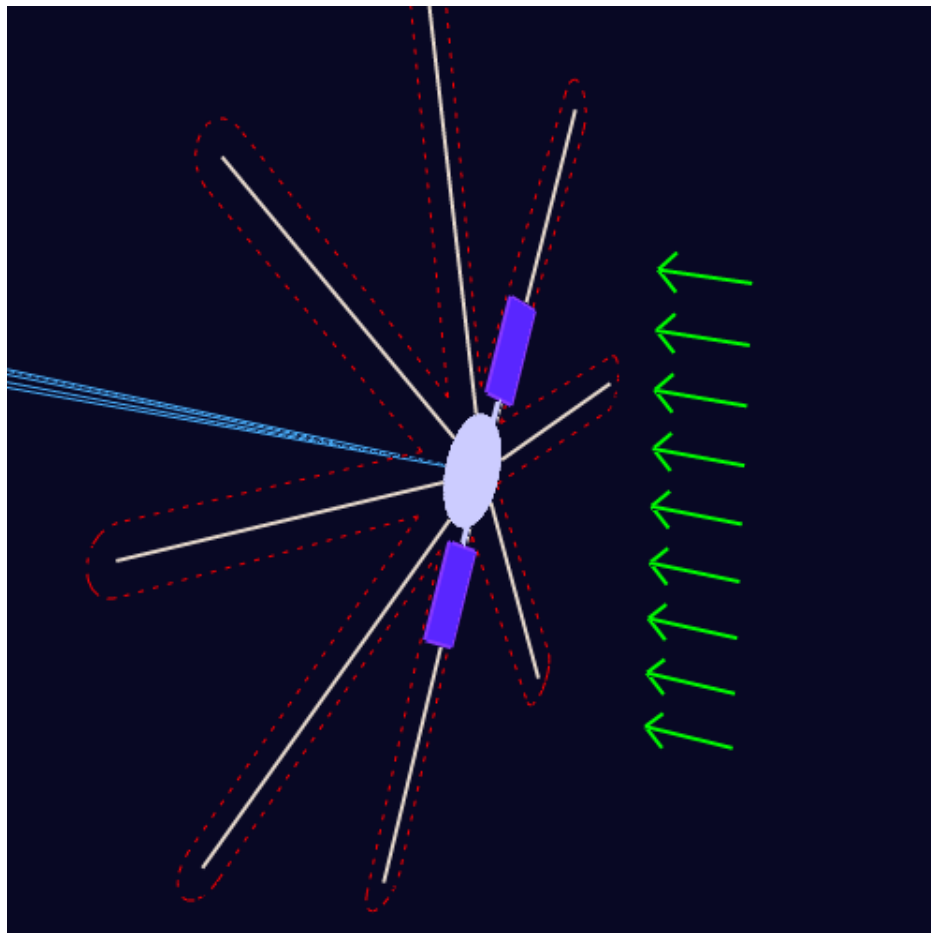
15.8 Energiaallikate tõukejõu ja eri-impulsi võrdlus (Tolyarenko, 2008).

15.4 Päikesepurjed

Üheks põhimõtteliselt teistsuguseks ilmaruumis edasi liikumise viisiks on Päikese footonsurvel või päikesetuule abil purjetamine. Päikesepurjetamise korral mingit kütust kaasa võtta pole vaja, tõukejõud tuleb Päikeselt eralduvatelt osakestelt. Kuna kütusekulu puudub ei ole võimalik arvutada ka eri-impulssi, mida võib tinglikult lugeda lõpmatult suureks. Töötavaid päikesepurjesid veel ehitatud pole, kuid analüüse kasutusvõimaluste kohta on tehtud. Nii footonsurvel kui ka päikesetuulel põhinevad mootorid pakuvad sarnaselt ioonmootoritele suhteliselt väikest tõukejõudu, kuid põhimõtteliselt on võimalik päikesepurjetamisega saavutada palju suuremaid kiirusi kui tänased kütuste põletamisel töötavad raketmootorid seda võimaldavad. Päikese tuules purjetades on võimalik saavutada kiiruseid 50-200 km/s (Janhunen, 2009)!

Põhjus, miks seni neile meetoditele vähe tähelepanu on pööratud, peitub ilmselt üsna väikeses tõukejõus. Päikese footonsurve Maa lähedal on ideaalse peegeldumise korral umbes 10^{-5} N/m², päikesetuule surve Maa lähedal on isegi veel väiksem – umbes 10^{-9} N/m². Päikesetuules purjetamisel on vaatamata 1 000 korda nõrgemale survele üks oluline eelis. Päikesetuul on laetud osakeste (elektronide ja prootonite) voog, elektriväljas liikumiseks ei pea ehitama suurt ühes tükis peeglit, mida on vaja footonsurve ära kasutamiseks. Elektriväljas liikumiseks piisab

pinge all metallraamist, mis on palju kergem (saab olla palju suurema pindalaga) ja mikrometeoriitidele vastupidavam kui footonsurvet kasutav päikesepuri.



15.9 Päikesetuules purjetamine (Janhunen, 2009).

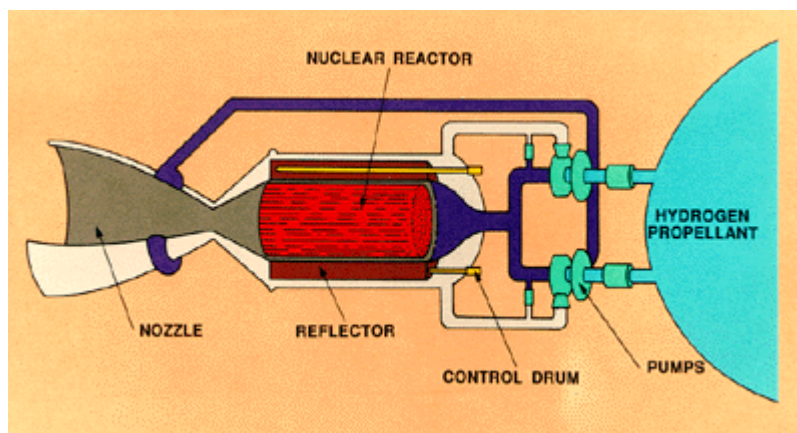
Päikese tuules purjetamist on põhjalikult uurinud soome teadlane Pekka Janhunen, kes pakkus välja elektrilise päikesepurje satelliidist kiirtena eemalduvate juhtmete abil. Juhtmed hoitakse päikesetuulega risti satelliiti pöörlemise abil. Elektronide süsteemist välja pumpamiseks ja raami positiivse potentsiaali all hoidmiseks asub satelliidil elektronkahur, nii tõukavad Päikeselt saabuvas prootonid positiivselt laetud tähtsami järjest Päikesest eemale.

Isegi suuremõõtmelised päikesepurjed koguvad kiirust väga aeglaselt, kuid juba Jupiteri ja Saturni kaugusele lennates jõuavad nad kohale kiiremini kui traditsioonilised kütuste põletamisel põhinevad raketimootorid.

15.5 Muud meetodid

Üheks paljulubavaks jõuallikaks kosmoselennul on tuumareaktor. Kõrge riski ja keerukuse tõttu seda seni teostatud pole, kuid paljude ekspertide arvates on see inimese Marsile viimiseks ja tagasi toomiseks praeguse tehnoloogia arengu juures ainuke võimalus.

Tuumareaktoriga rakettmootori tööpõhimõte on väga lihtne. Kasutatakse ühte gaasi (nt vesinikku), mida enne düüsisist välja laskmist tuumareaktori abil kuumutatakse, et see võimalikult suure kiirusega düüsisist väljuks.



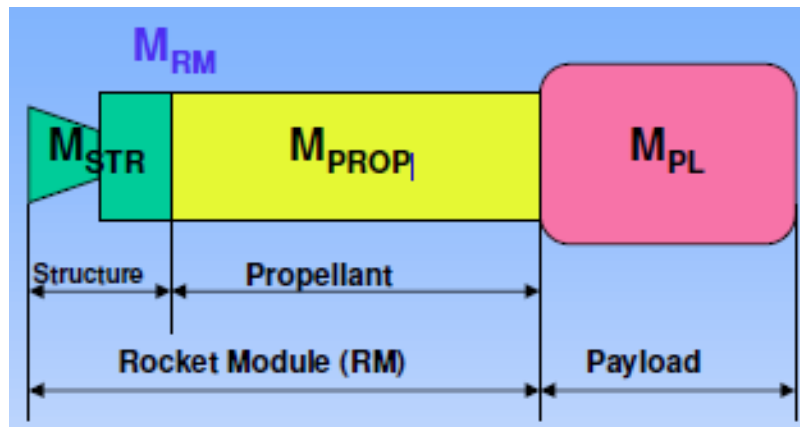
15.10 Tuumareaktoril põhinev rakettmootor (Tolyarenko, 2008).

Tuumareaktoriga rakettmootor pakuks väga tugeva tõukejõu kõrval ka suurt efektiivsust (eri-impulss ~ 1000 s). Peamiseks miinuseks lisaks kõrgele keskkonnaohule on veel reaktori suur mass, selle ehitamine tasub ära väga suurte lastide korral.

Tänapäeva füüsikale tuntud vahenditest kõige võimsam on kahtlemata aine + anti-aine reageerimisel põhinev mootor, mis pakuks väga suurt tõukejõudu ja eri-impulssi $5 \cdot 10^6$ kuni 10^7 s. Suurtes kogustes anti-ainet (nt positrone) kahjuks veel toota ei osata, lisaks sellele on problemaatiline anti-aine säilitamine.

16 Lähendusvalemid kütusekulu arvutamiseks

Raketi kütusekulu arvutamine on reaalsel juhudel päris keeruline ülesanne. Täpse tulemuse saamiseks tuleb kasutada integraalarvutust, sest kütuse mass moodustab kogumassist suure osa ja see muutub pidevalt. Praktikas kasutatakse kosmosemissiooni planeerimisel satelliidi kogumassi ja kütusekulu arvutamiseks lähendusvalemeid.



16.1 Satelliidi kogumass, lasti, kütuse ja struktuuri mass (Tolyarenko, 2008).

Teadese kosmosemissiooni kasuliku lasti massi ja vaja minevat kiirusimpulssi (vt Orbitaalmehaanika I ja II) on võimalik kütusekulu ja tervet transpordimooduli massi hinnata.

$$M_{INITIAL} = M_{PL} + M_{STR} + M_{PROP} \quad (16.1)$$

$$M_{FINAL} = M_{INITIAL} - M_{PROP} \quad (16.2)$$

Valemities (16.1) ja (16.2) tähistavad $M_{INITIAL}$ ja M_{FINAL} kosmosesõiduki algset ja lõplikku massi (peale kütuse ära kulutamist). M_{PL} on kasuliku lasti mass, M_{STR} on rakett-mooduli tugistruktuuri mass (mootor ja kütusemahuti), M_{PROP} on raketikütuse (*i k - propellant*) mass.

Kosmosesõiduki esialgse ja lõpliku massi suhe sõltub vaja minevast kiirusimpulsist (ΔV) ja mootori tüübist sõltuvast eri-impulsist (I_{SP}), suhe on määratud järgneva valemiga.

$$M_{FINAL} / M_{INITIAL} = e^{-\Delta V / I_{SP} / g_0} \quad (16.3)$$

Valemis (16.3) on , $g_0=9,807 \text{ m/s}^2$ is raskuskiirendus 0 meetri kõrgusel merepinnast.

$$M_{STR} = \alpha M_{PROP} \quad (16.4)$$

Rakett-mooduli tugistruktuuri mass sõltub kasutatavast kütuse tüübist – valem (16.4), kus α on konstant, mis on 0,12 – 0,15 tavaliste vedelkütuste korral, 0,14 – 0,17 tahkete kütuste korral ja 0,20 – 0,25 krüogeenset jahutust nõudvate vedelkütuste korral. Eelnevate valemite

abil on võimalik tuletada kosmosesõiduki esialgse massi arvutamise valem, mis avaldub järgmiselt (16.5):

$$M_{INITIAL} = M_{PL} / (e^{-\Delta V / I_{sp} / g_o} (1 + \alpha) - \alpha) \quad (16.5)$$

17 Lisamaterjalid

5. ESA reaktiivliikumise (*propulsion*) ülevaade:

http://www.esa.int/SPECIALS/Education/SEMZGUE3GXF_0.html

6. Päikesetuule abil edasi liikumine ESA materjalide põhjal:

http://www.esa.int/SPECIALS/Education/SEM4YG161YF_0.html

18 Kasutatud kirjandus

Tiitellehe foto – SMART-1 kuusateeliidi ioonmootor, allikas: Euroopa Kosmoseagentuur

7. BRIAN, B., 2007. *Newton Cannon*. Wikipedia. Available from:

http://en.wikipedia.org/wiki/File:Newton_Cannon.svg

[Accessed 3 November 2009]

8. LARSON, J. L. & WERTZ, J. R., 1996. *Space Mission Analysis and Design*. Second Edition. London: Kluwer Academic Publishers.

9. SEBOLD, W. 2009. *Advanced Propulsion for Interplanetary Flights*. International Space University, Strasbourg.

10. TOLYARENKO, N. 2008. *Propulsion Systems*. International Space University, Strasbourg.